



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

**Fakulta strojní
Ústav letadlové techniky**

Podvozek demonstrátoru měkkého přistání

Landing gear for the soft-landing demonstrator

Bakalářská práce

Studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství
Studijní obor: bez oboru

Vedoucí práce: Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.

Vojtěch Zeidler

Praha 2019

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Zeidler** Jméno: **Vojtěch** Osobní číslo: **467451**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojniho inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Podvozek demonstrátoru měkkého přistání

Název bakalářské práce anglicky:

Landing gear for the soft-landing demonstrator

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování práce proveďte:

- 1) Vytvořte obecnou rešerši podvozků / zařízení pro měkké přistání kosmických prostředků s ohledem na specifika jejich použití (hmotnost, skladnost, cílové těleso...).
- 2) Zhodnoťte existující konstrukční řešení podvozku demonstrátoru měkkého přistání, vytvořeného studenty ÚLT.
- 3) Navrhněte optimalizované konstrukční řešení.

Seznam doporučené literatury:

A. Ball, J. Garry, R. Lorenz, V. Kerzhanovich - Planetary Landers and Entry Probes, Cambridge University Press, 2007, ISBN 978-0-521-82002-8
+další literatura dle doporučení vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2019** Termín odevzdání bakalářské práce: **02.08.2019**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje.

V Praze dne 7. 6. 2019

Podpis

Poděkování

Děkuji vedoucímu bakalářské práce Mgr. Jaroslavu Kousalovi, Ph.D. za mnoho cenných rad, připomínek a trpělivosti. Poděkovat bych chtěl také studentům navazujícího magisterského studia Bc. Ondřeji Balladovi, Bc. Dominice Céspedes Mirandové, Bc. Davidu Hladíkovi, Bc. Magdaleně Jarošové, Bc. Ľuboši Jirouškovi, Bc. Ondřeji Šantorovi a zejména Bc. Matěji Koubkovi, Bc. Dominiku Kučerovi, Bc. Ivanu Šonkovi a Bc. Olehu Vasylievovi za jejich cenné rady, které mi předali během tvorby jejich návrhu demonstrátoru měkkého přístání. Děkuji zároveň Jakubu Kopečnému za významné a podstatné informace při psaní práce. Děkuji také mému bratrovi za pomoc s grafickou úpravou bakalářské práce a rodičům za jejich připomínky k této práci. V neposlední řadě bych chtěl samozřejmě poděkovat i všem, kteří mě podporovali po celou dobu studia a motivovali mě při psaní této bakalářské práce, obzvláště tento letní semestr.

Abstrakt:

Cílem práce je navrhnout přistávací nohu demonstrátoru měkkého přistání. První část popisuje sekvenci klesání na povrch planety a vlastnosti cílových těles. Dále se zabývá řešením přistávacích systémů modulů a raket v minulosti a současnosti. Druhá část se týká návrhu demonstrátoru měkkého přistání studentů navazujícího magisterského studia a vlastního návrhu autora.

Abstract:

The goal of this thesis is to design a landing gear for the soft-landing demonstrator. The first part depicts a sequence of descent to a surface of a planet and describes physical characteristics of a target physical object. Furthermore, the part deals with types of landing solutions of landers and rockets in the past and at the present time. The second part involves a design of a soft-landing demonstrator of students of a master study program and writer's own design.

Klíčová slova:

přistávací noha, přistávací modul, přistávací systém, měkké přistání, podvozek, Abaqus, Mooney-Rivlin

Key words:

landing leg, landing gear, landing module, lander, landing system, soft-landing, Abaqus, Mooney-Rivlin

Obsah

1	Úvod	9
2	Vstup do atmosféry, sestup a přistávací systémy	10
2.1	Vstup do atmosféry	10
2.2	Sestup	11
2.3	Přistávací systémy	13
3	Vlastnosti cílových těles	17
3.1	Přistávací místa	17
3.2	Základní vlastnosti blízkých těles	22
4	Přistávací systémy využívané pro mise na Mars	24
4.1	Viking 1 a Viking 2	24
4.2	Mars Polar Lander	27
4.3	Mars Pathfinder	28
4.4	Mars Science Laboratory (MSL), Curiosity Rover	31
5	Přistávací systémy využívané pro mise na Měsíc	33
5.1	Apollo	33
6	Přistávací systémy využívané pro mise na Zem	37
6.1	Falcon 9	37
6.2	Space Shuttle	39
7	Ostatní přistávací systémy	44
7.1	Přistávací systémy použité pro mise na Venuši	44
7.2	Přistávací systém použitý pro přistání na kometě 67P/Churyumov-Gerasimenko	47
8	Návrh demonstrátoru studentů navazujícího magisterského studia	49
9	Vlastní návrh přistávacích nohou	53
9.1	Popis soustavy	53
9.2	Výběr materiálu	54
9.3	Počet výztuží	56
10	Závěr	58
	Seznam použité literatury	59
	Příloha A	1
	Příloha B	3

Seznam tabulek, grafů a obrázků

Obrázek 1 - Uspořádání destruktivního materiálu	13
Obrázek 2 - Rozložení podvozku při různém počtu přistávacích nohou.....	15
Obrázek 3 - Místo přistání mise Mars InSight.....	18
Obrázek 4 - Místa přistání misí na Mars	19
Obrázek 5 - Místa přistání na Měsíci	20
Obrázek 6 - Viking 1 a Viking 2.....	24
Obrázek 7 - Konečný design přistávací nohy	25
Obrázek 8 - Test penetrace půdy (dosedací plocha na pravé straně s a na levé straně bez zpětně stočeného okraje).....	26
Obrázek 9 - Přistávací systém misí Viking 1 a Viking 2.....	27
Obrázek 10 - Mars Polar Lander	28
Obrázek 11 – Mars Pathfinder	29
Obrázek 12 – Rozložení airbagů na modulu mise Mars Pathfinder	30
Obrázek 13 - Mars Science Laboratory	32
Obrázek 14 - Servisní a velitelský modul Apolla 11 Obrázek 15 - Lunární modul Apolla 11	33
Obrázek 16 - Poloha přistávací nohy LM Apolla 11	34
Obrázek 17 - Části přistávací nohy LM Apolla 11	34
Obrázek 18 - Primární vzpěra přistávací nohy LM Apolla 11.....	35
Obrázek 19 – Sekundární vzpěra přistávací nohy LM Apolla 11	36
Obrázek 20 - Přistávání Falconu 9 na autonomní přistávací plošině	38
Obrázek 21 - Přistávací systém rakety Falcon 9	38
Obrázek 22 - Detail přistávací nohy rakety Falcon 9 (červeně zvýrazněno tlačící zařízení)	39
Obrázek 23 - Raketoplán Space Shuttle.....	40
Obrázek 24 - Přistávací kola podvozku raketoplánu Space Shuttle	42
Obrázek 25 - Raketoplán Buran.....	43
Obrázek 26 – Rozložení částí mise Venera 9 a Venera 10 během cesty k Venuši	44
Obrázek 27 - EDL mise Venera 9 a Venera 10	45
Obrázek 28 - Přistávací modul v ochranné návratové schránce	46
Obrázek 29 - Přistávací modul mise Venera 9 a Venera 10.....	46
Obrázek 30 - Připevnění přistávacího modulu Philae na družici Rosetta.....	47
Obrázek 31 - Přistávací modul Philae.....	48
Obrázek 32 - Původní 3D tištěná dosedací plocha.....	50
Obrázek 33 - Přistávací nohy DRoP SLAM týmu	51
Obrázek 34 – Schéma přistávací nohy	53
Obrázek 35 - Ukázka průběhu simulace	55

Graf 1 - Závislost obsahu na počtu přistávacích nohou	15
Graf 2 - Závislost procentuálního zvětšení plochy po navýšení počtu přistávacích nohou o hodnotu 1	16
Graf 3 - Přibližný průběh pohybu kapsle	52
Graf 4 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-SC60	56
Graf 5 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-CB503	
Graf 6 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-CB253	
Graf 7 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-SC304	
Graf 8 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-NF ...	4
Graf 9 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-SCT.	5
Graf 10 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-CBT	5
Graf 11 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-CB50	6
Graf 12 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-CB25	6
Graf 13 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-SC60	7
Graf 14 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-SC30	7
Graf 15 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-NF	8
Tabulka 1 - Základní vlastnosti těles	22
Tabulka 2 - Mooney-Rivlin konstanty pro různé typy pryží	54
Tabulka 3 - Výsledky simulací v programu Abaqus	55
Tabulka 4 - Vlastnosti demonstrátoru	1
Tabulka 5 - Síla působící na pružinu a potřebná tuhost pružiny v závislosti na jejím stlačení I ...	1
Tabulka 6 - Síla působící na pružinu a potřebná tuhost pružiny v závislosti na jejím stlačení II ..	2



1 Úvod

Průzkum ostatních planet Sluneční soustavy je nedílnou součástí lidských dějin a přináší s sebou nové technologie, které byly vyvinuty pro účely misí. Studium kosmických těles je prováděno ze Země nebo například pomocí družic, avšak určité informace lze získat pouze dopravením vědeckých zařízení na povrch tělesa. Aby se zařízení nepoškodilo, musí být navrženo komplexní řešení přistání modulu, které dopraví vědecké vybavení na povrch. Poslední fáze sestupu modulu z vesmíru využívá přistávací systém, který absorbuje zbytkovou dopadovou energii. Používané přistávací systémy jsou inspirovány minulými misemi a zařízeními, které se používají na Zemi (letadla, vrtulníky, destruktivní karoserie a rámy aut). Každý modul nebo raketa potřebuje jiný přistávací systém, neboť je návrh závislý na podmínkách a vlastnostech cílového tělesa a cíli mise.

Cílem práce je seznámit se s používanými konstrukčními řešeními přistávacích systémů. Následně díky nabytým vědomostem sestavit vlastní návrh přistávací nohy demonstrátoru měkkého přistání.

V teoretické části práce je provedena rešerše používaných přistávacích systémů. Dále je krátce popsán vstup do atmosféry cílové planety, techniky zpomalení modulu během sestupu a přistávací systémy. Následně jsou shrnuty používané přistávací systémy modulů a raket, které dosedly na povrch blízkých planet (Mars, Měsíc, Venuše) nebo které se vrátily z kosmického prostoru na Zem. Závěrem teoretické části práce je zmíněna konstrukce přistávacího systému na asteroidy.

Ve druhé části práce je popsán demonstrátor měkkého přistání studentů navazujícího magisterského studia, s jehož vývojem se autor v letním semestru seznamoval.

Poslední část práce obsahuje vlastní návrh přistávacího systému.



2 Vstup do atmosféry, sestup a přistávací systémy¹

Proces přesunu přistávacího modulu z oběžné dráhy na povrch planety do klidné polohy lze rozdělit na tři fáze: vstup do atmosféry, sestup a dosednutí (EDL – Entry, Descent, Landing). Vstup do atmosféry začíná prvním dotekem zařízení s atmosférou planety a končí zapojením brzdících systémů. Zpomalování zařízení probíhá ve fázi sestupu. Přistání je konečná část klesání. Celý proces končí, když je zařízení zcela v klidu.

2.1 Vstup do atmosféry

Zařízení vstupuje do atmosféry hypersonickými rychlostmi. Relativní rychlost vstupu do atmosféry Marsu je 4 km/s a do atmosfér vnějších planet Sluneční soustavy 47,4 km/s. Padáky nebo balóny nelze použít při hypersonických rychlostech, nefungovaly by správně.

Zpomalování je docíleno přeměnou kinetické energie na teplo. Teplo je následně rozptýleno ablací, prouděním, radiací nebo je absorbováno. Systém, kterým je teplo zachyceno, se nazývá systém tepelné ochrany (angl. Thermal Protection System - TPS). Přeměna kinetické energie na teplo nastává v nárazové vlně před zařízením. Zajišťuje ji tupá příd', která způsobuje při hypersonických rychlostech rovnoměrné rozložení tepla. ^{[64][52][28]} Přemístění tepla do zařízení nastává prouděním a radiací. Přechem plynu přes nárazovou vlnu ztrácí plyn rychlost, ale roste teplota a tlak. Množství tepla závisí na rychlosti vstupu modulu do atmosféry. Prouděním ohřátého plynu okolo tělesa dochází k přechodu tepla do TPS. Cílem TPS je ochrana přistávacího modulu před teplem. Materiály TPS lze rozdělit na ablativní a neablativní. Ablativní materiály během sestupu podstupují pyrolýzu, kdy vrchní vrstva vylučuje plyny, které odvádí teplo od zařízení. Materiál, který zreagoval, zůstává jako přídavná ochranná vrstva před teplem. Neablativní materiály využívají nízkou

¹ Tato kapitola byla zpracována podle [23].



teplotní vodivost a vysokou teplotní kapacitu. Neablativní materiály lze použít opakovaně.

Tvar tělesa, které vstupuje do atmosféry, ovlivňuje rychlost zpomalování. Vztlaková tělesa, Space Shuttle nebo Buran, využívají vztlakovou sílu během sestupu kvůli svému tvaru. Kapsle či přistávací moduly mají k dispozici menší vztlakovou sílu, avšak jsou při letu více stabilní díky aerodynamickým vlastnostem jejich tvaru.

Fáze klesání při vstupu do atmosféry je většinou neřízená. Jedná se o nejjednodušší typ. Tělesa typu Space Shuttle mohou ovládat své klesání.

2.2 Sestup

Tvar tělesa určuje, při jakých rychlostech je těleso aerodynamicky stabilní. Většina těles, kromě zařízení typu Space Shuttle, jsou při transsonických rychlostech nestabilní. Fáze vstupu do atmosféry končí před dosažením rychlosti 1,4 Mach. Rychlost tělesa se stanovuje pomocí akcelerometru, pokud jsou známy vlastnosti atmosféry.

Fáze sestupu má za úkol zpomalit těleso na rychlost, na kterou byl přistávací systém dimenzován, a stabilizovat a usměrnit těleso na přistávací místo. Nejpoužívanější systém klesání je kombinace padáku a zpomalení pomocí raketového motoru.

2.2.1 Padáky

Základním systémem zpomalení tělesa je padák, který ze supersonických rychlostí zpomalí zařízení na rychlosti subsonické. Padáky lze použít pro získání stability, zamezení převrácení tělesa, získání přesné míry klesání pro účely vědeckých měření a zajištění trajektorie na místo přistání.

Typy padáků lze rozdělit na balistický padák, který zajišťuje stabilizaci a využívá vztlakovou sílu, a padákový kluzák, který zaručuje kontrolu nad tělesem při klesání. Běžně se používá balistický padák. Balistické padáky mohou zajišťovat stabilitu nebo mohou být použity pro rozvinutí dalších padáků (pilotní funkce).



Výhodné je použít více menších padáků, které rovnoměrně rozptýlí aerodynamickou odporovou sílu jednoho padáku mezi všechny menší použité padáky. Pokud nastane závada během rozvinutí jednoho z padáků, bude těleso zpomalováno ostatními. Padák je navrhován podle největšího napětí, které v padáku vzniká během jeho rozvíjení.

Otevření padáku je realizováno pístem, který vystřelí padák z tělesa. Vystřelení padáku pomocí pístu je možné použít pouze pro malé padáky, neboť pro velké padáky by byly reakční síly na padák a na modul vysoké. Pro velké padáky se používá systém vystřelení rakety, kdy jsou reakční síly na padák menší a systém otevření padáku neovlivňuje zbytek modulu. Řešení pomocí rakety se pro kosmické mise nepoužívá kvůli komplexnosti řešení. Otevření velkých padáků je docíleno pomocí pilotních padáků, které jsou vystřeleny pístem. Nevýhodou je možnost poškození hlavních padáků během jejich rozvinutí důsledkem vysoké rychlosti.

2.2.2 Sestup s pohonem

Klesání s pohonem využívají především robotické mise, jelikož pro lidskou posádku je obtížné prokázat bezpečnost systému, a proto se častěji využívají ke zpomalení tělesa s lidskou posádkou pouze padáky. První mise s lidskou posádkou, která použila klesání s pohonem, byl lunární modul Apolla.

Mise Viking využívaly raketové motory na kapalné palivo. Modul dokázal zpomalit na nízké rychlosti, proto byly jako přistávací systém zvoleny přistávací nohy.

Mars Pathfinder použil pro sestup s pohonem raketové motory poháněné pevným palivem, které jsou levnější než motory na kapalné palivo, přistávací systém musí být však dimenzován na větší rozsah přistávacích rychlostí, proto Mars Pathfinder využil airbagy.

2.2.3 Jiné systémy sestupu

Space Shuttle a Buran využívají aerodynamický vztlak k ovládnutí klesání, podobně jako bezmotorové kluzáky.



Klesání podobné helikoptérám bylo uvažováno pro mise na Mars a pro mise s lidskou posádkou.

Balóny byly použity pro mise Vega na Venuši pro účely sledování struktury a vlastností mraků a sledování pohybů v atmosféře. Balóny s konstantním tlakem^[43] byly navrženy, aby udržovaly výšku nad povrchem Venuše 54 kilometrů, ve střední vrstvě atmosféry, která je nejaktivnější.^[42]

2.3 Přistávací systémy

Fáze přistání začíná prvním dotykem zařízení s povrchem a končí jeho úplným uvedením do klidu. Přistávací systém má za cíl ochránit modul před nárazovou energií a zabránit převrácení.

Přistávací nohy jsou použity, pokud dokáže systém sestupu zpomalit těleso na nízké rychlosti (2 až 3 m/s). Přistávací nohy, které absorbují energii při dopadu, musí být dostatečně vysoké, aby se nepoškodil zbytek modulu o kameny. Nevýhodou systému přistávacích nohou je možné převrácení zařízení, pokud těleso přistane na svahu nebo na kamenitém povrchu. Absorpci dopadové energie lze řešit například deformovatelným materiálem uvnitř přistávací nohy. Efektivní je uspořádání do tvaru, který je inspirován včelími plástvemi (Obrázek 1).



Obrázek 1 - Uspořádání destruktivního materiálu²

² YOUKEYS. 2013 IAA BMW i3 Honeycomb structure. *Wikimedia Commons* [online]. 21.9.2013 [cit. 2019-03-14]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:2013_IAA_BMW_i3_Honeycomb_structure.jpg



Airbagy jsou zvoleny, pokud má zařízení při přistání velké rychlosti. Lze je rozdělit na airbagy s ventilem (angl. vented) a bez ventilu (angl. non-vented). Plyn z airbagů bez ventilu během nárazu neuniká, energie je postupně rozptýlena během odražení. Airbagy s ventilem absorbují energii stlačením plynu v airbagu a následným vypouštěním plynu, což má za následek, že nedochází k odražení tělesa od povrchu. Airbagy jsou levnějším přistávacím systémem než přistávací nohy, avšak hmotnost airbagů převyšuje hmotnost přistávacích nohou.

Přistávací podvozek, podobný jako u letadel, může být použit pouze na Zemi. Podvozek s kolem potřebuje pro přistání dlouhou, rovnou a hladkou plochu, proto je nelze použít na jiných planetách, pokud tam příslušná plocha není vybudovaná.

Návrh přistávacího systému misí Venera se inspiroval přistáváním vrtulníků.

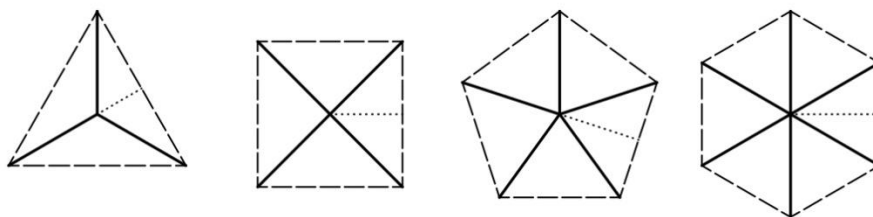
Mise Mars Science Laboratory využila kola vozítka Curiosity roveru jako přistávací nohy. Vozítko bylo spuštěno na laněch z malé výšky kvůli hmotnosti. Systém se nazývá Sky Crane.

Přistávací systém není potřeba, pokud je těleso zachyceno ve vzduchu před dopadem. Zachycení během klesání může být realizováno helikoptérou nebo letadlem a je řešením pro mise vracející se na Zemi.

2.3.1 Geometrie přistávacích nohou

Přistávací nohy mají za úkol pohltit energii dopadu. V počátečních fázích průzkumu planet není možné vybudovat rovnou a hladkou přistávací plochu, která by byla ideální pro přistání. Na povrchu planet se mohou nacházet velké balvany. Rozmístění nohou by mělo zajišťovat stabilitu, aby se zařízení nepřevrhlo během přistávacího manévru, kdy těleso padá zbytkovou vertikální a horizontální rychlostí.

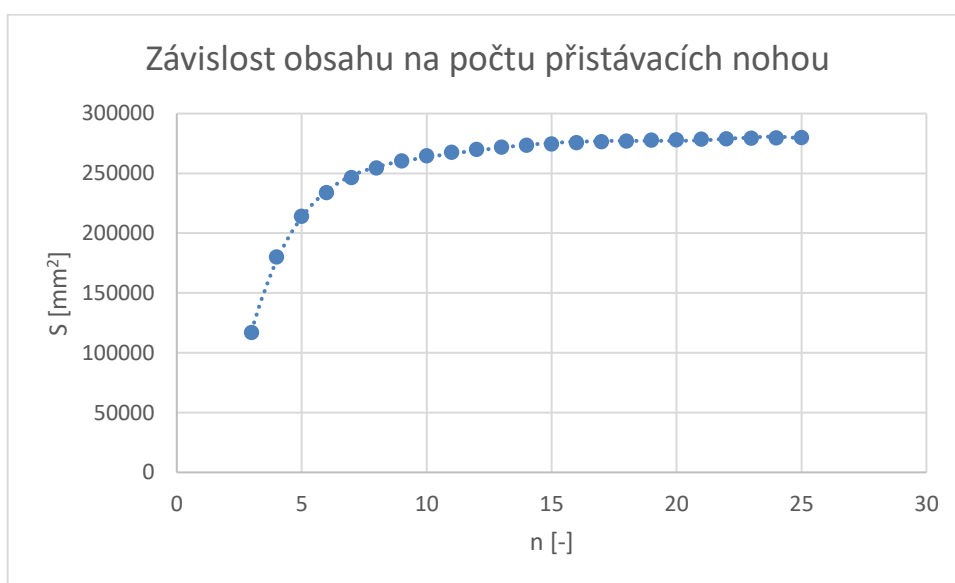
Stabilita zařízení je určena polohou těžiště modulu. V klidném stavu na rovném povrchu bude při pohledu zdola těžiště na stejném místě jako průsečík nohou, pokud je zařízení ideálně vyvážené. Nejmenší práci pro převrnutí tělesa je třeba vynaložit, pokud se těžiště působením síly přesouvá po trajektorii znázorněné v obrázku 2 tečkovaně. ^[60]



Obrázek 2 - Rozložení podvozku při různém počtu přistávacích nohou

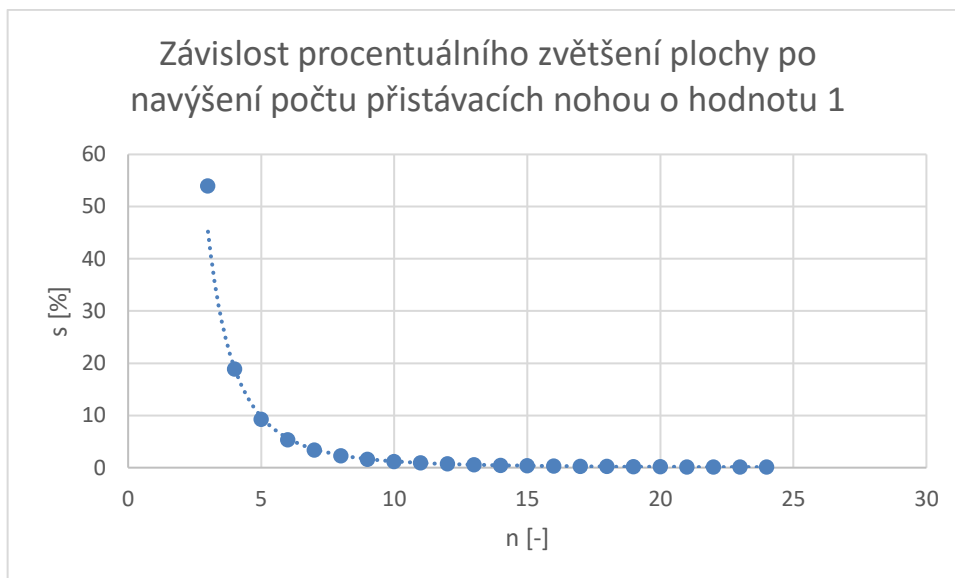
Zařízení ztrácí stabilitu ve chvíli, kdy se při pohledu zdola dostává těžiště za spojnice dvou vedlejších konců přistávacích nohou (čárkovaná čára). Leží-li těžiště uvnitř n -úhelníku, kde n je počet nohou, je těleso stabilní. Pokud se těžiště dostane mimo n -úhelník, ztrácí zařízení stabilitu a převrací se na bok.

Obsah mnohoúhelníku se zvětšuje s prodloužením přistávacích nohou, zmenšením úhlu mezi povrchem planety a nohou nebo s přibývajícím počtem přistávacích nohou (Graf 1).



Graf 1 - Závislost obsahu na počtu přistávacích nohou

Délka přistávací nohy byla zvolena $300 \cdot \sqrt{2}$ mm a počet nohou od 3 do 25. Obsah se limitně blíží k obsahu kruhu o poloměru 300 mm, tedy k hodnotě $282743,3388 \text{ mm}^2$. Největší nárůst obsahu mnohoúhelníku je mezi podvozkem, který má tři nebo čtyři nohy, nárůst je 53,96 % (Graf 2).



Graf 2 - Závislost procentuálního zvětšení plochy po navýšení počtu přistávacích nohou o hodnotu 1

Přidáním přistávacích nohou získává modul více stability, avšak přibývá jeho hmotnost. Závislost hmotnosti tělesa na počtu nohou by měla ve zjednodušeném příkladu lineární charakter.

Podvozky v minulosti a v současnosti mají nejčastěji tři nebo čtyři nohy. Pokud by těleso přistávalo s nulovou horizontální rychlostí a nízkým těžištěm, zahrnoval by ideální návrh 3 nohy, jelikož by zařízení dosedlo vždy na všechny nohy. Podvozek se čtyřmi nohami dodává tělesu větší stabilitu výměnou za zvýšenou hmotnost.

Návrh počtu přistávacích nohou závisí na dovolené hmotnosti přistávací nohy, povrchu místa přistání, horizontální rychlosti tělesa a velikosti motoru, pokud je na zařízení přítomný.

Výhodou podvozku se třemi přistávacími nohami je, že zařízení bude stát vždy na všech nohách. Podobných výsledků lze docílit i při použití čtyř nohou, aplikací deformovatelného jádra nohou.



3 Vlastnosti cílových těles

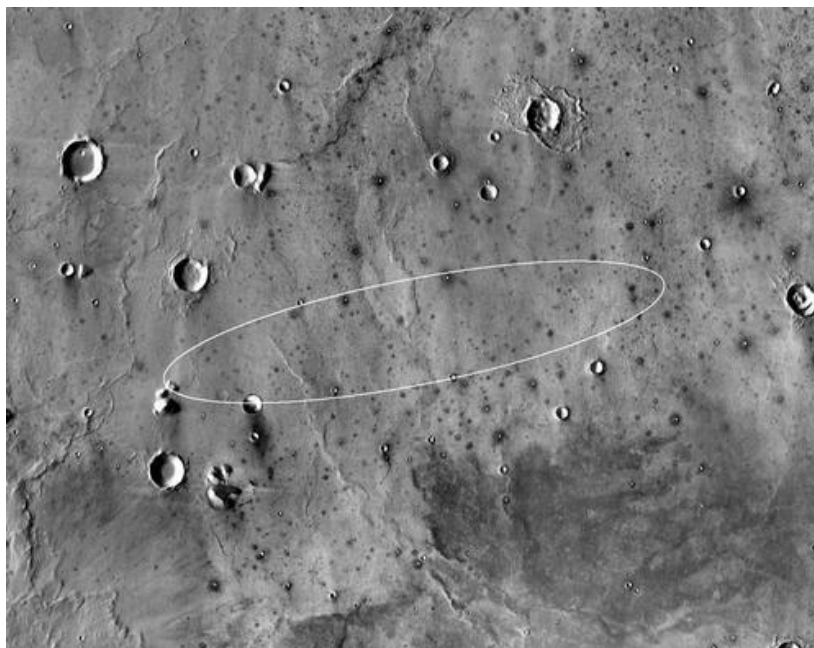
3.1 Přistávací místa

Správný výběr přistávacího místa je důležitou součástí přípravy návrhu podvozku. K výběru místa se používají snímky povrchu z družic. Základním kritériem výběru je cíl mise, zároveň musí být místo přistání bezpečné, aby se nepoškodila zařízení.

3.1.1 Příklady misí na Mars

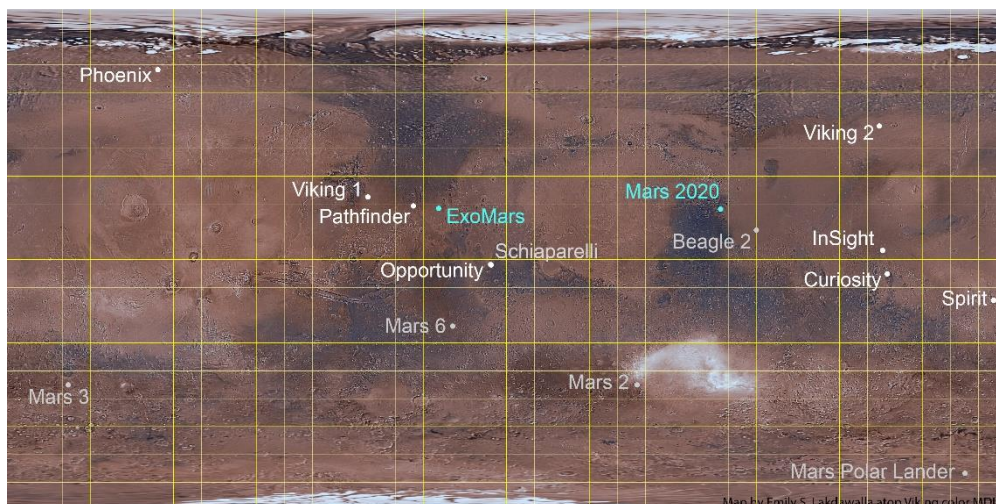
Mars Polar Lander měl přistát blízko jižního pólu Marsu (Obrázek 4). Cílem mise bylo vyfotit terén jižního pólu, analyzovat vzorky zeminy, měřit rychlost větru, teplotu, tlak, vlhkost vzduchu a detekovat ledové mlhy, seskupení a úbytek ledu. ^[38] Přistávací místo bylo vybráno pomocí snímků z družice Mars Global Surveyor. Světlá místa na snímcích poukazovala na ledový povrch, tmavá místa na povrch částečně bez ledu nebo zcela bez ledu. Světlá místa byla dále rozmazaná, z čehož se dalo usuzovat, že je přítomna mlha. Cílem bylo přistát co nejbližší ledovému povrchu, ale na půdě Marsu. ^[13] Mars Polar Lander po přiletu nekomunikoval.

Mise Mars InSight se nezajímala o povrch Marsu, nýbrž co je pod ním. Většina kosmických zařízení ve vesmíru a na jiných planetách získává energii pomocí solárních panelů, proto bylo pro misi Mars InSight zvoleno místo přistání v blízkosti rovníku (Obrázek 4), kde je nejvíce slunečních paprsků po celou dobu oběhu Marsu kolem Slunce. Dále je důležitý povrch přistání. Pro misi Mars InSight bylo zvoleno Elysium Planitia, sopečná planina na západní polokouli Marsu. ^[61] Elysium Planitia zajišťuje dostatečně rovný a jemný povrch bez velkých kamenů, které by mohly způsobit poškození zařízení nebo jeho převrácení. Místo přistání musí být dostatečně velké, kvůli nevyzpytatelnosti atmosféry na Marsu se nedá přistání předpovídat zcela přesně. Pro misi Mars InSight byla vybrána oblast o velikosti elipsy dlouhé 130 km a 27 km široké (Obrázek 3).

Obrázek 3 - Místo přistání mise Mars InSight³

Jedním z cílů mise Mars InSight je pozorování teplot pod povrchem Marsu a zjištění, jak se Mars formoval. Úkol zahrnuje zavrtání sondy až 5 metrů pod povrch Marsu, proto místo přistání muselo být tvořeno zeminou, nikoliv kameny. ^[31] Povrch přistávacího místa byl vyhodnocen pomocí družice Mars Odyssey systémem THEMIS, který rozpozná, jak rychle se povrch otepluje nebo ochlazuje. Díky tomu lze určit, zda je povrch kamenitý či zemitý, jelikož kameny mění teplotu pomaleji než zemina. Elysium Planitia se nachází nízko, to znamená, že zařízení má dostatečně dlouhý čas zpomalit po vstupu do atmosféry. ^[30]

³ NASA/JPL-CALTECH. Finalist Site for Next Landing on Mars. *Wikimedia Commons* [online]. 4.3.2015 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:PIA19143-MarsMission-InSight-LandingMap-20150304.jpg>

Obrázek 4 - Místa přistání misí na Mars⁴

Cíl mise pro vozítka Spirit a Curiosity bylo zjistit přítomnost vody v kapalném stavu v přítomnosti a v minulosti, tedy i možný výskyt života. Proto bylo nutné charakterizovat různé druhy kamenů a zemin a typ povrchu Marsu. Místo přistání mělo být podezřelé na přítomnost vody v minulosti.

Pro vozítko Spirit byl vybrán kráter Gusev (Obrázek 4), který byl vytvořený asteroidem nebo kometou před čtyřmi miliardami let. Ke kráteru vedou od kopců Marsu údolí, která naznačují, že byla vytvořená tekoucí vodou. Spirit měl zjistit pomocí analýzy povrchu na dně kráteru, zda byl Gusev kráter v dřívějších dobách jezerem. Pokud by byl dříve naplněný vodou, obsahovalo by dno sedimenty z kopců a z údolí. Přistávací místo pro Spirit byla elipsa dlouhá přibližně 78 km a dlouhá 10,4 km, blízko středu kráteru.

Vozítko Opportunity bylo posláno na planinu Meridiani Planum (Obrázek 4). Pomocí družice Mars Global Surveyor bylo zpozorováno, že planina obsahuje mnoho hematitu, jehož výskyt je často spojený s tekutou vodou.

Obě místa přistání splňovala podmínky bezpečnosti. To znamená, být blízko rovníku Marsu, mít rovný povrch bez velkých kamenů, být nízko položené pro bezpečné zpomalení po vstupu do atmosféry a nebýt prašné, aby se vozítko nezabořila do povrchu. Meridiani Planum je jedním z nejrovnějších

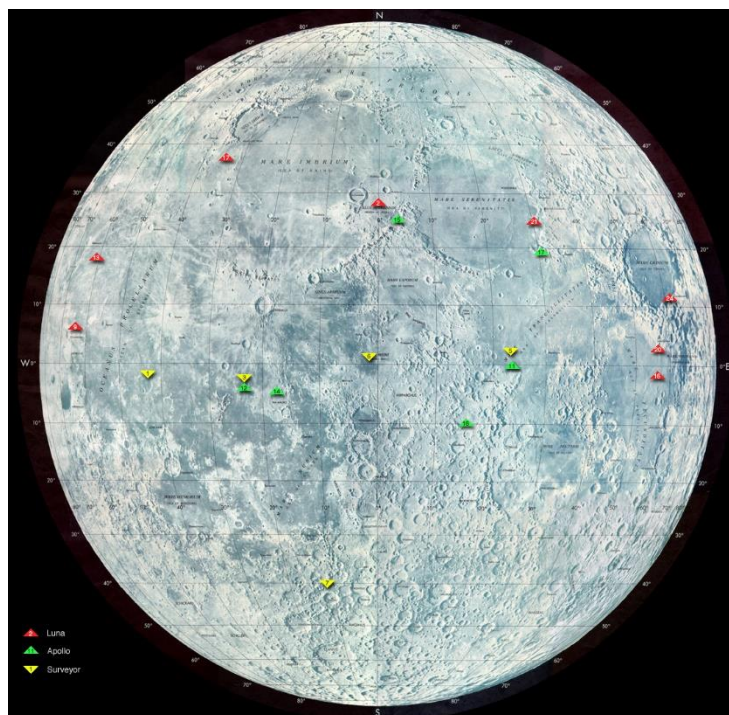
⁴ NASA/JPL/USGS. InSight: Studying the interior of Mars. *The Planetary Society* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <http://www.planetary.org/explore/space-topics/space-missions/insight.html>



a nejvhodnějších míst pro přistání na Marsu. ^{[14][17]} Místa jsou dostatečně velká, takže vozítka mohou pracovat na velké ploše.

3.1.2 Příklady misí na Měsíc

Apollo 11 byla první mise, která měla za úkol dopravit člověka na povrch Měsíce. Místo přistání muselo být bezpečné. Vybráno bylo Mare Tranquillitatis (Obrázek 5), nacházející se ve východní části přivrácené strany Měsíce. Místo má málo kráterů a balvanů, nemá strmé kopce a ani hluboké krátery, které by mohly způsobit falešné signály výšky z radaru. Mare Tranquillitatis je blízko trajektorie pro návrat na Zem a jeho poloha je výhodná z hlediska využití paliva pro přistání a návrat k velitelskému a servisnímu modulu. ^[57]



Obrázek 5 - Místa přistání na Měsíci⁵

Půda na Měsíci je složena z fragmentů malých kamenů, které vznikly nárazy meteoritů na povrch Měsíce. Hluběji pod povrchem je půda hustější. Typ půdy na Měsíci se nazývá regolit.

⁵ NATIONAL SPACE SCIENCE DATA CENTER. Moon Landing Sites. *NASA Science* [online]. 5.10.2017 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://moon.nasa.gov/resources/65/moon-landing-sites/>



3.1.3 Návrat na Zem

Přistání na Zem má za cíl dostat neporušeně zařízení nebo lidskou posádku na zemský povrch. Přistání lze rozdělit na přistání do vody a přistání na pevninu. Americké mise s lidskou posádkou, například Apollo nebo Crew Dragon od SpaceX ^[11], přistávaly a přistávají do Tichého nebo Atlantického oceánu. Metoda se nazývá Splashdown. Výhodou je velikost přistávací plochy a předem známé vlastnosti vody.

Na pevninu přistává například ruská kosmická loď Sojuz. Přistání má přesnost 28 kilometrů, proto musí být místo přistání rovné, bez řek, stromů a budov. Každá mise vybírá z 13 možných míst přistání v Kazachstánu. ^[56]

Program Space Shuttle obsahoval 135 misí. Všechny mise startovaly z Kennedyho startovacího komplexu 39. V Kennedyho přistávacím zařízení přistálo 78 misí na betonu, v Kalifornii v Edwards Air Force Base se ukončilo 54 misí, přistávací povrch byl asfalt, beton nebo vyschlé dno jezera. V Novém Mexiku ve White Sands Space Harbor přistála jedna mise na vyschlém dnu jezera. ^[40]

Rakety SpaceX přistávají na pevnině na betonových přistávacích plochách LZ-1, LZ-2 a LZ-4 v kosmodromu Cape Canaveral Air Force Station. Pokud raketa přistává na vodě, je na předpokládané místo dopadu poslána autonomní přistávací plošina (ASDS). SpaceX má v provozu dvě plošiny: Just Read the Instructions a Of Course I Still Love You.



3.2 Základní vlastnosti blízkých těles

	Venuše	Země	Měsíc	Mars
Hmotnost [10^{24} kg]	4,87	5,97	0,073	0,642
Gravitační zrychlení [m/s^2]	8,9	9,8	1,6	3,7
Úniková rychlost [km/s]	10,4	11,2	2,4	5
Délka dne [hodina]	2802	24	708,7	24,7
Průměrná teplota na povrchu [$^{\circ}\text{C}$]	464	15	-20	-65
Atmosférický tlak na povrchu [bar]	92	1	0	0,01
Magnetické pole [-]	Ne	Ano	Ne	Ne

Tabulka 1 - Základní vlastnosti těles⁶

Podmínky na cílových tělesech (Tabulka 1) značně ovlivňují návrh podvozku přistávacích modulů. Absence atmosféry na Měsíci vylučuje potřebu tepelného štítu během sestupu, vylučuje však i použití padáků. Zpomalení rychlosti klesání je docíleno pomocí motorů.

Zařízení určená k sestupu na Venuši se musí chránit před teplem nejen při sestupu, ale po celou dobu trvání mise. Přistávací nohy jsou dimenzovány na vyšší rychlosti, jelikož je nutné rychle sestoupit atmosférou Venuše. Vysoký atmosférický tlak vybízí k použití padáků a jiných prostředků aerodynamického zbrzdění.

Padáky jsou účinné na Venuši a na Zemi. Používané jsou i na Marsu ve spojení se zpomalením pomocí motorů. Samostatné využití padáků bez dodatečného zpomalení pomocí motorů by mělo za následek extrémní dopadovou rychlost. Například Mars Pathfinder by za použití pouze padáků narazil do povrchu Marsu rychlostí 62 m/s. ^{[1][24][53]}

⁶ Zpracováno dle: WILLIAMS, David R. Planetary Fact Sheet - Metric. NASA [online]. 18.07.2018 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/index.html>



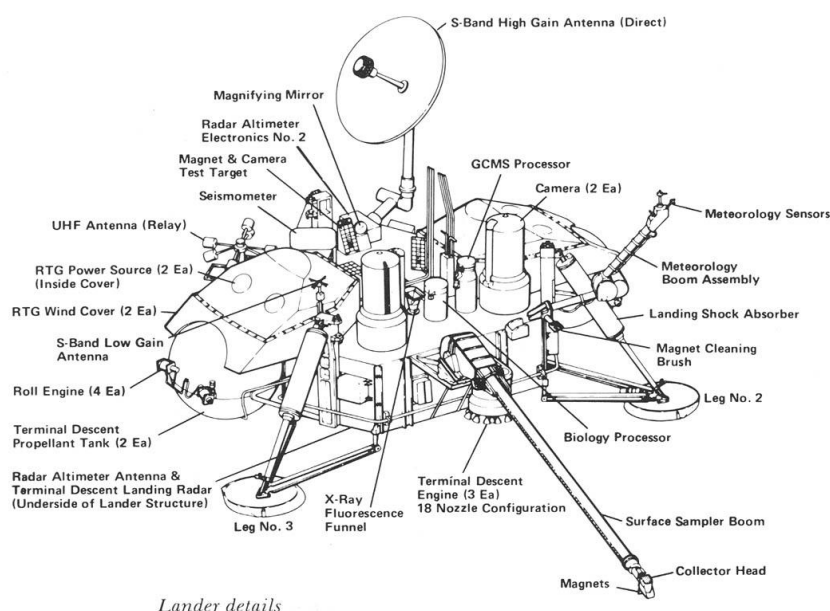
Nízká úniková rychlost implikuje k méně náročnému návratu modulu, například se vzorky. Proces přistání na Zemi může využít vybudované infrastruktury.



4 Přistávací systémy využité pro mise na Mars

4.1 Viking 1 a Viking 2⁷

Projekt Viking se skládal ze dvou misí Viking 1 a Viking 2. Obě mise byly složeny z přistávacího modulu (Obrázek 6) a družice. Viking 1 i Viking 2 odstartovaly roku 1975. [55] Cílem misí bylo studovat atmosféru, magnetické vlastnosti, seismologii, vzhled a fyzikální, biologické a chemické vlastnosti Marsu. [19]



Obrázek 6 - Viking 1 a Viking 2⁸

Obě mise vstupovaly do atmosféry Marsu rychlostí 4 km/s ve výšce 300 km nad povrchem. Ochranná kapsle s ablativními TPS prvky zpomalila přistávací modul na rychlost 250 m/s. Padák o průměru 16 m byl rozvinutý ve výšce 6 km. Přistávací nohy byly kvůli rozměrům zařízení zataženy a roztáhnuty byly během klesání. Raketové motory na kapalné palivo byly zažehnuty 40 sekund před přistáním ve výšce 1,5 km nad povrchem v rychlosti 60 m/s a byly vypnuty

⁷ Tato podkapitola byla zpracována podle [44], [27].

⁸ EZELL, Edward Clinton a Linda Neuman EZELL. On Mars: Exploration of the Red Planet 1958-1978. *NASA History* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://history.nasa.gov/SP-4212/contents.html>

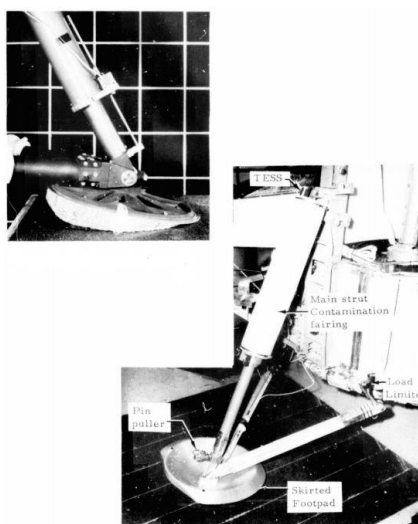


při prvním dotyku přistávacích nohou s povrchem Marsu, aby nepoškodily a nekontaminovaly místo přistání.

Přistávací systémy pro mise Viking, které byly jednou z prvních misí na Mars a první úspěšnou misí, která po přistání na Mars komunikovala, musely být konstruovány pro různé typy povrchů, neboť konstruktéři neměli k dispozici dostatečné informace o Marsu.

Projekt Viking se inspiroval projektem Apollo. Mise Viking zvolily tři přistávací nohy (Obrázek 9). Každá přistávací noha (Obrázek 7) byla složena z primární vzpěry vyztužené deformovatelnými plástvi, ze sekundárních vzpěr, omezovačů zatížení, dosedací plochy a zapalovacího kolíku.

Původní návrh zvažoval deformovatelné dosedací plochy pro tlumení do všech směrů, zejména však zachycení energie přeměněné z horizontální rychlosti. Deformaci měly absorbovat plástve, které měly být orientovány podstavou kolmo k povrchu. Dosedací plochy měly být volně se pohybující vůči hlavní vzpěře. Nedostatky návrhu byly zjištěny během testování. Zmírnění dopadové síly bylo především nedostačující, pokud dosedací plocha dosedla s vysokou horizontální rychlostí nebo na tvrdý povrch s vysokým součinitelem smykového tření a deformační plástve by byly nepoužitelné, pokud by zařízení přistálo na ostrý balvan.

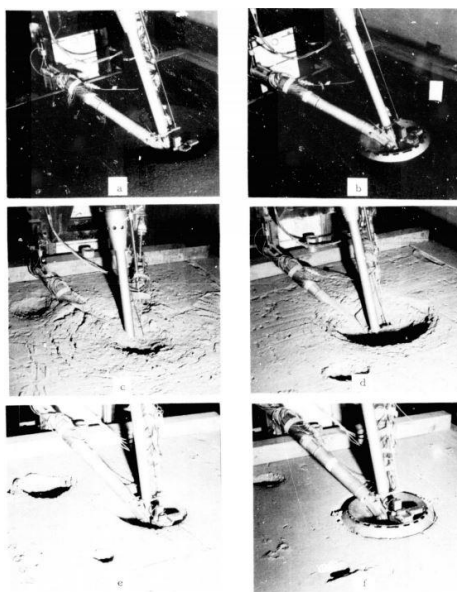


Obrázek 7 - Konečný design přistávací nohy⁹

⁹ POHLEN, J. C., MAYTUM, B. D., RAMSEY, I. W. a U. J. BLANCHARD. The Evolution of the Viking Landing Gear. *NASA Technical Reports Server* [online]. 1.7.1976 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19760021205.pdf>



Konečný design dosedací plochy lze vidět spodní části obrázku 7. Dosedací plocha je nepohyblivě připojena k primární vzpěře a je tvořena pevnou, nedestruktivní kulovou plochou. Zpětně stočený okraj dosedací plochy byl přidáný důsledkem testů penetrace půdy při dosednutí (Obrázek 8), kdy lze pozorovat míru propadu dosedací plochy do země, a jeho následkem dochází k menšímu propadu plochy do půdy.



Obrázek 8 - Test penetrace půdy (dosedací plocha na pravé straně s a na levé straně bez zpětně stočeného okraje)¹⁰

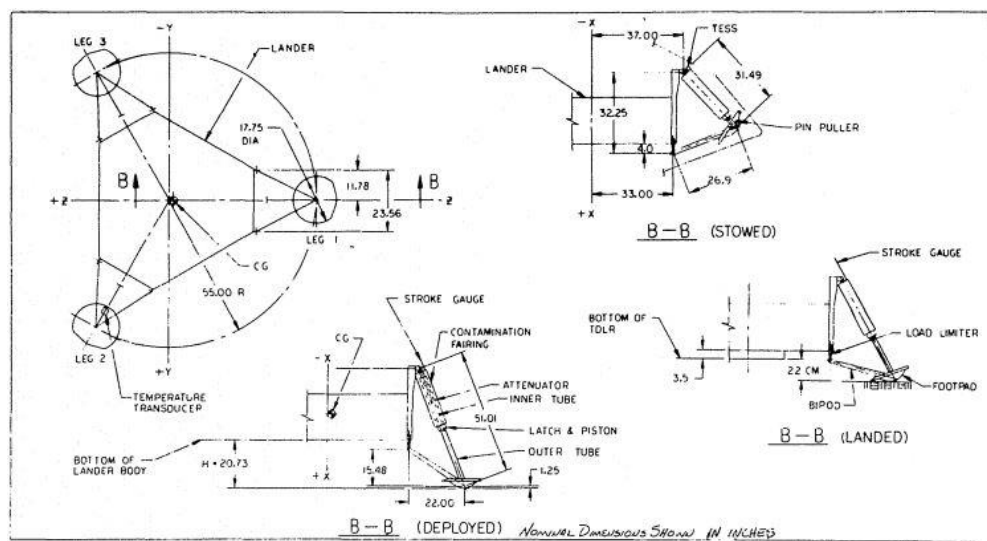
Sekundární vzpěry jsou nedestruktivní a teleskopické, protože zajišťují vysunutí nohou, proto mají omezené maximální zatížení. Síla přeměněná z horizontální rychlosti je během přistání přenášena dosedací plochou do sekundárních vzpěr. Omezovače zatížení měly za úkol ohybem pohltit horizontální síly. Byly vyrobeny z žíhané nerezové oceli.

Primární vzpěry absorbují většinu vertikálního zatížení vzniklého přeměnou z vertikální rychlosti. Hliníkové deformační plástve se nachází uvnitř primární vzpěry. Potřebnou sílu pro deformaci pláství lze ovlivnit a měnit v různých částech vzpěry pomocí tloušťky stěn šestiúhelníků a jejich velikostí. Plástve mohly být stlačeny až o 80 % původní délky u misí Viking. Vysunutí nohy

¹⁰ POHLEN, J. C., MAYTUM, B. D., RAMSEY, I. W. a U. J. BLANCHARD. The Evolution of the Viking Landing Gear. *NASA Technical Reports Server* [online]. 1.7.1976 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19760021205.pdf>



zajišťuje společně s teleskopickými sekundárními vzpěrami pružina uvnitř primární vzpěry. Vysunutí je aktivováno zapalovacím kolíkem přibližně 15 sekund po odhození ochranné schránky zařízení pro vstup do atmosféry. Motory pro zpomalení přistávací rychlosti jsou vypnuty po prvním dotyku přistávací nohy s povrchem Marsu, kdy je stlačena pružina s malou tuhostí. Pružina je stlačena před deformací ostatních tlumičů a umístěna v primární vzpěře.

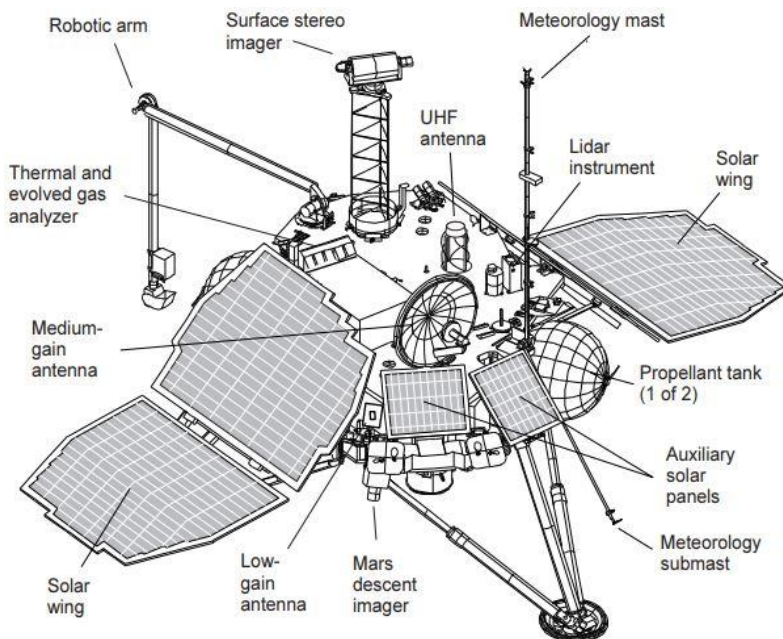


Obrázek 9 - Přistávací systém misí Viking 1 a Viking 2¹¹

4.2 Mars Polar Lander

Mise byla zahájena v roce 1999. Mars Polar Lander měl za úkol objevování vlastností Marsu na jižním pólu. Zařízení po přiletu přestalo komunikovat, nejspíše narazilo bez brždění do povrchu Marsu. Klesání mělo být zpomalené padákem a raketovými motory poháněnými kapalným palivem. Přistávací rychlost měla být 2,5 m/s.

¹¹ POHLEN, J. C., MAYTUM, B. D., RAMSEY, I. W. a U. J. BLANCHARD. The Evolution of the Viking Landing Gear. *NASA Technical Reports Server* [online]. 1.7.1976 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19760021205.pdf>


Obrázek 10 - Mars Polar Lander¹²

Mars Polar Lander (Obrázek 10) měl tři přistávací nohy. Každá noha byla tvořená třemi hliníkovými vzpěrami, obsahujícími deformovatelné plástve různé tloušťky v různých částech vzpěry, které při dopadu absorbují dopadovou energii. Přistávací nohy byly během letu na Mars zataženy, aby mělo zařízení menší rozměry. Vytažení nohou, které proběhlo 70 až 100 sekund před přistáním, zajišťovaly pružiny uvnitř vzpěr. ^[13]

Obdobný přistávací systém využívaly například mise Phoenix ^[20] nebo InSight ^{[32][15]}. Mise ExoMars 2020 společnosti Evropské kosmické agentury využije ke zpomalení atmosféru Marsu, malý a velký padák a raketové motory poháněné kapalným palivem. Platforma s vozítkem dosedne na povrch Marsu na čtyři přistávací nohy. ^[4]

4.3 Mars Pathfinder

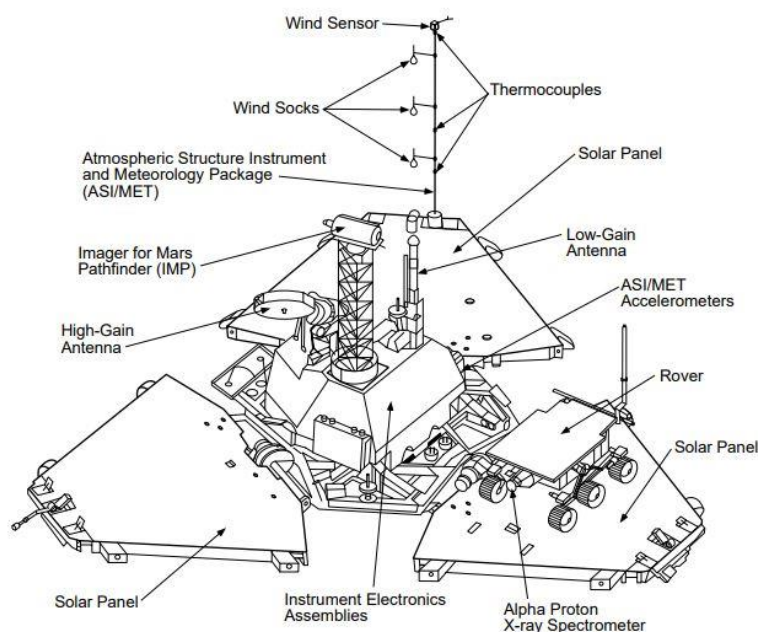
Mise Mars Pathfinder odstartovala roku 1996 a měla za cíl dopravit na povrch Marsu vozítko Sojourner. Mars Pathfinder (Obrázek 11) představoval jednoduchý a nízkonákladový systém dopravy na Mars. Cena mise Mars

¹² NASA. 1998 Mars Missions Press Kit. *Jet Propulsion Laboratory* [online]. 12.2018 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://www2.jpl.nasa.gov/files/misc/mars98launch.pdf>



Pathfinder dosahovala 1/15 ceny mise Viking. ^[35] Zařízení má tvar pravidelného čtyřstěnu, u kterého se po přistání tři stěny rozvinou do roviny podstavy.

Zařízení vstoupilo do atmosféry přímo z meziplanetární trajektorie rychlostí 7,3 km/s. Atmosférický odpor zpomalil těleso na rychlost 400 m/s za 160 sekund. Zpomalení zařízení na rychlost 70 m/s bylo dosaženo padákem o průměru 12,5 metrů. Airbagy se nafoukly 10 sekund před přistáním. Raketové motory, připevněné na ochrannou schránku, byly zažehnuty 5 sekund před přistáním ve výšce 98 metrů. Zařízení se oddělilo od ochranné schránky ve výšce 21,5 metrů, 2 sekundy před přistáním. Těleso narazilo do Marsu vertikální rychlostí 14 m/s a horizontální rychlostí 12 m/s. První odražení od půdy Marsu dosáhlo výšky 12 metrů. Zařízení provedlo 16 odrazů. Těleso zůstalo v klidu přibližně 1 kilometr od prvního dosednutí na povrch. Po přistání byly airbagy vypuštěny a zatáhnuty a solární panely byly rozvinuty. ^{[18][37]}



Obrázek 11 – Mars Pathfinder¹³

Rozvinutí zařízení nastává po přistání. Uzávěry, které drží stěny čtyřstěnu pohromadě, jsou pyrotechnicky odpáleny, aby mohlo dojít k rozvinutí. Airbagy jsou vypuštěny a přitahovány k zařízení. Motory v každé ze stěn rozvinou

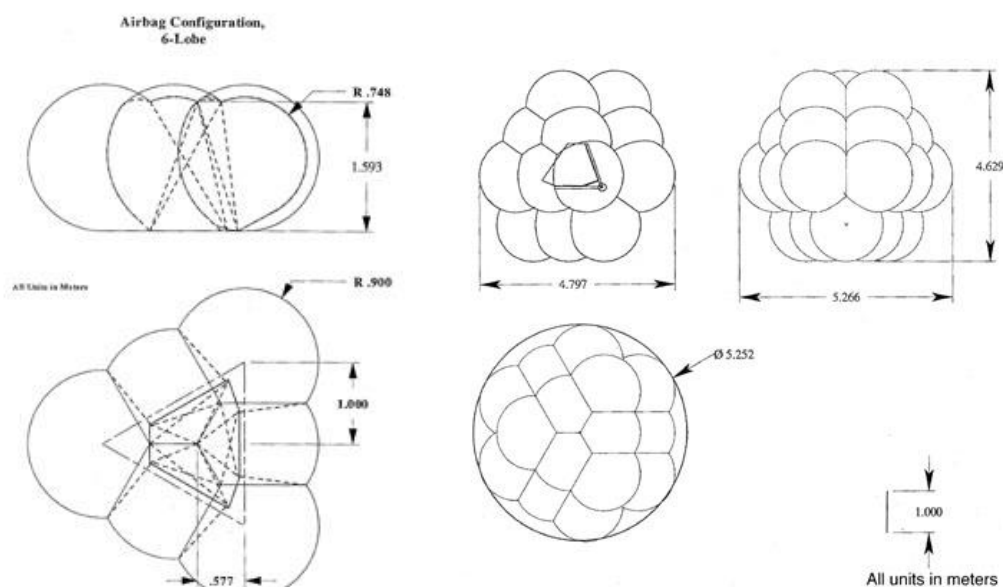
¹³ NASA. NASA Facts Mars Pathfinder. *Jet Propulsion Laboratory* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-27]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/fact_sheets/mpf.pdf



čtyřstěn. Pokud by zařízení přistálo na jiné stěně než na podstavě, zapnul by se motor stěny, která se dotýká povrchu, a důsledkem by bylo nasměrování podstavy na povrch Marsu. Ostatní stěny by se následně rozevřely. [36] Zařízení vypnulo komunikaci během rozevírání, které trvalo 3 hodiny, aby šetřilo baterií a aby elektronika zařízení mohla vychladnout po jejím zahřátí při sestupu. [37]

Airbagy byly typu bez ventilu a skládaly se ze čtyř vnějších vrstev, vyrobených ze silných a odolných vláken Vectran, a vzduchotěsné duše uvnitř airbagu, vyrobené ze silikonu pro použití při nízkých teplotách. [34] Vectran je tkanina obsahující vlákna z aromatických polymerů na bázi kapalných krystalů (označení LCP), která má nízkou roztažnost, vysoký poměr pevnosti vůči hmotnosti, neabsorbuje vodu, je odolná proti opotřebení, roztrhnutí a rozřezání, má vysokou teplotu tání a vlákna je snadné dislokovat. První návrh materiálu airbagů byl Kevlar 29, avšak nepředvídatelně se prothával i při nižších zatíženích.

Zařízení Mars Pathfinder mělo na každé straně čtyřstěnu připevněn airbag (Obrázek 12), který se skládal ze šesti airbagových koulí o poloměru 0,9 metru. Středů koulí byly umístěny jeden metr od sebe. [34]



Obrázek 12 – Rozložení airbagů na modulu mise Mars Pathfinder¹⁴

¹⁴ NASA. Mars Pathfinder Airbags. *NASA Science* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-27]. Dostupné z: <https://mars.jpl.nasa.gov/MPF/mpf/mpfairbags.html>

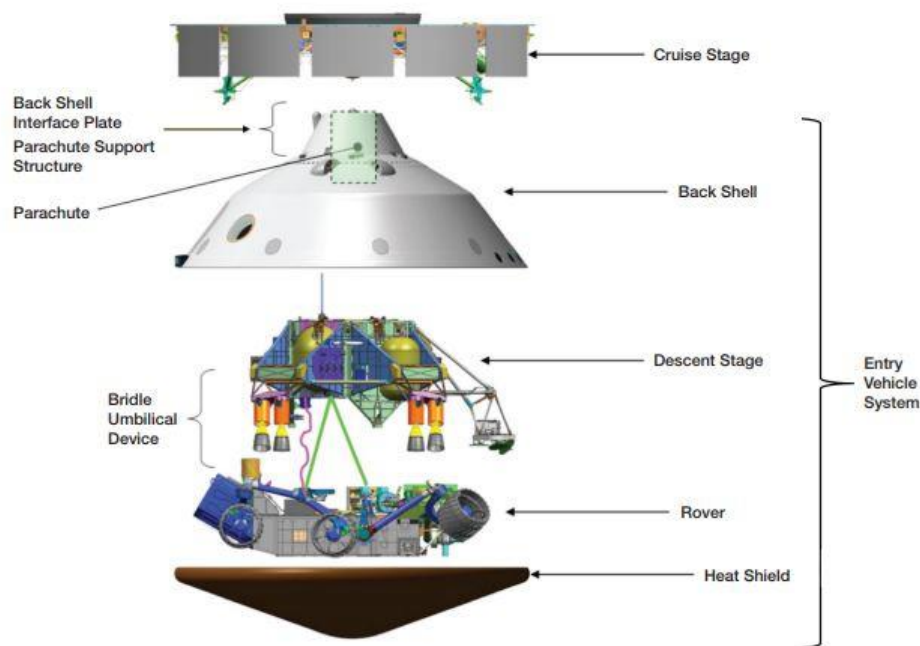


Mise Mars Exploration Rovers měla za úkol dopravit vozítka Spirit a Opportunity na Mars. Obě mise použily jako přistávací systém airbagy bez ventilu, obdobným způsobem jako mise Mars Pathfinder. ^[17]

4.4 Mars Science Laboratory (MSL), Curiosity Rover

Mise MSL byla zahájena v roce 2011 a cílem bylo dopravit Curiosity rover na Mars. Předchozí mise, jejichž součástí bylo vozítko, využívaly airbagy. Curiosity rover je větší a pětikrát těžší než vozítko Spirit nebo Opportunity, airbagy by musely být příliš velké. Přistávání prostřednictvím přistávacích nohou by bylo nestabilní, kvůli hmotnosti vozítka Curiosity.

Mise použila systém klesání a přistání, nazývaný Sky Crane (Obrázek 13). Sekvence klesání Mars Science Laboratory (MSL) na povrch Marsu byla kombinace padáku a klesání s pohonem. Zařízení vstoupilo do atmosféry rychlostí 5,9 km/s. Aerodynamický vztlak způsobený odporem atmosféry zajistil zpomalení o 90 % rychlosti, kdy může dojít k přetížení až 15 G. Padák, který má průměr 16 metrů, je rozvinut v rychlosti 405 m/s ve výšce 11 kilometrů 254 sekund po vstupu do atmosféry. Tepelný štít je odhozený 24 sekund po rozvinutí padáku ve výšce 8 kilometrů. Raketové motory poháněné kapalným palivem, které byly připevněny na stupeň Descent Stage, byly zažehnuty po oddělení roveru a Descent Stage od ochranné schránky Back Shell. Motory zpomalily zařízení na rychlost 0,75 m/s, kterou nadále udržovaly. Lana držící Curiosity rover se uvolnila po dotyku vozítka na povrch Marsu. Descent Stage odletěl minimálně 150 metrů od místa přistání vozítka, aby ho nepoškodil. Vozítko dosedlo na svých šest kol, která jsou vyrobená z hliníku, o průměru půl metru. Systém připojení kol k zařízení je vyrobený z titanu. ^[16]



Obrázek 13 - Mars Science Laboratory¹⁵

Systém Sky Crane bude použit u mise Mars 2020, která odstartuje v létě 2020. Systém bude upravený, aby zajišťoval bezpečné přistání i na nevyhovujícím povrchu.

¹⁵ NASA. Mars Science Laboratory Landing Press Kit. *Jet Propulsion Laboratory* [online]. 7.2012 [cit. 2019-03-27]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/MSLLanding.pdf



5 Přistávací systémy využité pro mise na Měsíc

5.1 Apollo¹⁶

Program Apollo měl za cíl dostat astronauty na Měsíc a zpátky a provést vědecké experimenty. Vesmírná loď Apollo se skládala z velitelského modulu (VM), servisního modulu (SM) (Obrázek 14) a lunárního modulu (LM) (Obrázek 15). VM sloužil jako ochranná schránka pro astronauty během návratu do atmosféry Země. SM se odpojil od VM na oběžné dráze Země před návratem VM a po oddělení shořel v atmosféře Země. VM byl zpomalovaný atmosférou Země a třemi padáky a přistál do Tichého oceánu. Systém přistání do vody se nazývá Splashdown. ^[11]



Obrázek 14 - Servisní a velitelský modul Apolla 11¹⁷



Obrázek 15 - Lunární modul Apolla 11¹⁸

LM sloužil jako dopravní prostředek na Měsíc pro dva astronauty. Skládal se z přistávacího a vzletového stupně. Oba stupně přistály na Měsíci společně. Rychlost přistání byla 1 m/s. Přistávací stupeň plnil funkci rampy vzletového stupně při odletu z povrchu Měsíce. Vzletový stupeň se připojil na oběžné dráze Měsíce k VM, astronauti se přesunuli do VM a následně byl vzletový stupeň odpojen a ponechán na oběžné dráze. ^[29]

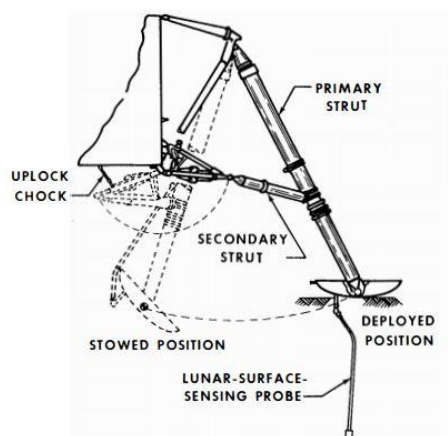
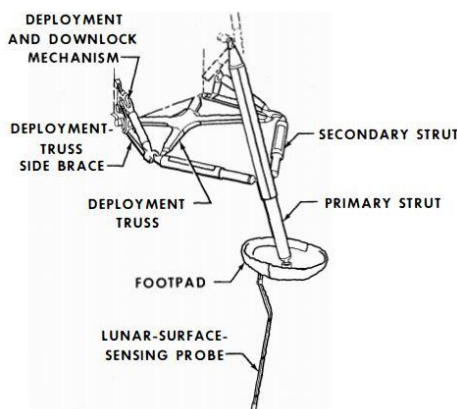
¹⁶ Tato podkapitola byla zpracována podle [45], [33], [39].

¹⁷ NASA. Apollo CSM lunar orbit. *Wikimedia Commons* [online]. 2.8.1971 [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Apollo_CSM_lunar_orbit.jpg

¹⁸ ARMSTRONG, Neil. Apollo 11 Lunar Lander – 5927 NASA. *Wikimedia Commons* [online]. 21.7.1969 [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/File:Apollo_11_Lunar_Lander_-_5927_NASA.jpg



LM přistával na čtyřech přistávacích nohách, které byly během letu na oběžnou dráhu Měsíce zataženy, aby LM dosáhl požadovaných parametrů (Obrázek 16). Titanový plech a klín, kterými byla připevněna primární vzpěra k přistávacímu stupni LM, byly předpjaté. Klín byl stlačený silou 1557 N a plech zatížen tahovou silou 4893 N. Důsledkem byla fixace přistávacích nohou během vibrací způsobených startem ze Země. Nohy byly vytaženy na oběžné dráze Měsíce pomocí stlačené pružiny, když byl LM připojený k SM a VM. Pyrotechnické zařízení přetrhlo plech a uvolnilo stlačenou pružinu. Důsledkem byla rotace vzpěr do vytáhnuté polohy.


Obrázek 16 - Poloha přistávací nohy LM Apolla 11¹⁹

Obrázek 17 - Části přistávací nohy LM Apolla 11²⁰

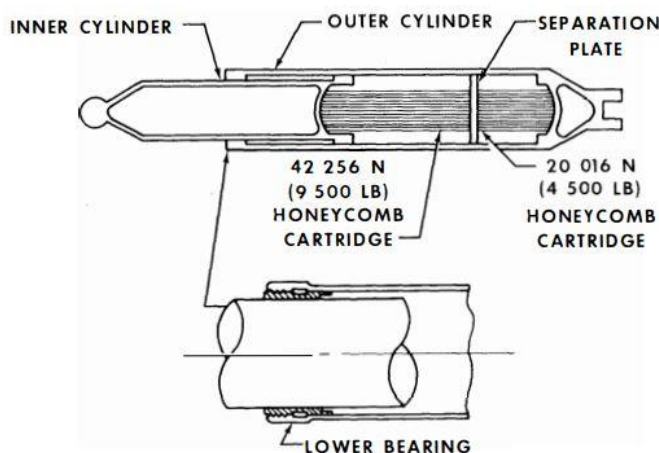
¹⁹ ROGERS, William F. Apollo Lunar Module Landing Gear. *NASA Technical Reports Server* [online]. 1.11.1972 [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: https://www.hq.nasa.gov/alsj/LM_Landing%20Gear1973010151.pdf

²⁰ ROGERS, William F. Apollo Lunar Module Landing Gear. *NASA Technical Reports Server* [online]. 1.11.1972 [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: https://www.hq.nasa.gov/alsj/LM_Landing%20Gear1973010151.pdf



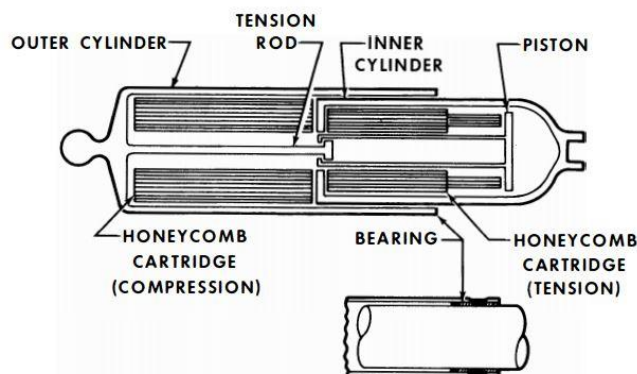
Každá přistávací noha byla tvořena primární vzpěrou, dvěma sekundárními vzpěrami a dosedací plochou, která byla připojena k primární vzpěře kloubovým spojením. Ke každé dosedací ploše byl připojen senzor, který signalizoval posádce dotyk s povrchem, aby posádka vypnula raketové motory (Obrázek 17).

Primární vzpěra (Obrázek 18) byla vyrobená ze slitiny hliníku a skládala se ze dvou válců zasunutých do sebe. Vnitřní válec měl průměr 140 milimetrů a byl naplněný deformačními pláštvi, které absorbovaly dopadovou energii. Vzpěra byla dlouhá 3 metry a mohla se smršťit až o 0,81 metru. Prostor mezi válci byl vyplněný dvěma páskami vyrobenými z hliníku, které ochraňovaly správné fungování vzpěry při zatížení tlakem a ohybovými momenty. Pásky, vnitřní strana vnějšího válce a vnější strana vnitřního válce byly potažené mazivem disulfid molybdenu, který zajistil posouvání válců s minimálním třením. Disulfid molybdenu byl zvolen kvůli konstantním vlastnostem v rozmezí požadovaných teplot, dlouhé životnosti a dobré odolnosti proti korozi. Tloušťka stěny válců byla nejnižší blízko dosedací plochy, kde měla stěna tloušťku přibližně 4 milimetry, a rostla směrem od dosedací plochy do hodnoty přibližně 6,5 milimetru. Tloušťka stěny se zvětšovala do místa, kde ohybový moment během přistání dosahoval velikosti 33896 Nm.



Obrázek 18 - Primární vzpěra přistávací nohy LM Apollo 11²¹

²¹ ROGERS, William F. Apollo Lunar Module Landing Gear. *NASA Technical Reports Server* [online]. 1.11.1972 [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: https://www.hq.nasa.gov/alsj/LM_Landing%20Gear1973010151.pdf

Obrázek 19 – Sekundární vzpěra přistávací nohy LM Apollo 11²²

Sekundární vzpěry (Obrázek 19) měly za úkol absorbovat dopadovou energii, především energii přeměněnou z horizontální rychlosti, dimenzovány a zatěžovány byly tahem a tlakem a vyrobené byly z hliníku. Vzpěry byly tvořeny dvěma dutými válci zasunutými do sebe. Připojení k primární vzpěře bylo řešeno kloubovým spojením. Vnitřní válec byl připojený k podpěře, která zajišťovala vytažení nohou. Délka vzpěry byla 1,2 metru a měla průměr 114 milimetrů. Tloušťka stěn byla 0,7 milimetru pro vnější válec a 0,8 milimetru pro vnitřní válec. Vnitřní válec byl vyplněný deformačními plástvemi, které dokázaly pohltit energii až 6101 J. Napínací tyč uvnitř válců zajišťovala absorpci tažné energie o velikosti až 7005 J. Vodící pásy, zajišťující funkci zasouvání válců do sebe, byly vyrobené z tkaniny impregnované teflonem a připevněné na konec vnitřní stěny vnějšího válce a na konec vnější stěny vnitřního válce. Pásy byly 82,5 milimetru dlouhé a přibližně 0,4 milimetru tlusté.

Dosedací plocha měla průměr 0,94 metru. Rotaci kolem kloubového spojení dosedací plochy bylo do přistání zamezeno čtyřmi dráty, které se působením ohybového momentu o velikosti 377 Nm během dopadu na povrch Měsíce přetrhly. Dosedací plocha byla tvořena hliníkovými deformačními plástvemi obalenými hliníkovým plechem.

Měsíční půda pohltila během testování 60% dopadové energie. Energie bylo rozptýlena klouzáním a penetrací dosedací plochy do půdy.

²² ROGERS, William F. Apollo Lunar Module Landing Gear. *NASA Technical Reports Server* [online]. 1.11.1972 [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: https://www.hq.nasa.gov/alsj/LM_Landing%20Gear1973010151.pdf



6 Přistávací systémy využité pro mise na Zem

6.1 Falcon 9²³

Raketa Falcon 9 je určená pro lety do nízké oběžné dráhy Země. Raketa patří soukromé společnosti SpaceX. V roce 2008 NASA nabídla SpaceX smlouvu na zásobování Mezinárodní vesmírné stanice. SpaceX vyvíjí vesmírnou loď Dragon pro lidskou posádku, kterou by měla vynášet do vesmíru raketa Falcon 9. První testovací let proběhl v roce 2010. ^[48]

Falcon 9 se skládá ze dvou stupňů. První stupeň je určený pro vynesení nákladu do vesmíru k okraji atmosféry a druhý stupeň je navržený pro pohyb tělesa ve vesmíru.

Zpomalení klesání prvního stupně probíhá znovu zažehnutím motorů. Manévrovací roštová kormidla a stlačený plyn zajišťují rotaci a pohyb tělesa do ostatních směrů, aby došlo k přesnému nastavení v prostoru během přistávání. ^[51]

První stupeň rakety Falcon 9 je znovu použitelný, přistává vertikálně na betonových plošinách (Obrázek 20). Během dosednutí má nulovou rychlost, proto přistávací nohy nepohlcují energii dopadu, pouze vlastní tíhu prvního stupně. Hlavním úkolem čtyř přistávacích noh je zajištění stability, aby nedošlo k převrácení prvního stupně (Obrázek 21).

²³ Tato podkapitola byla zpracována podle [49].



Obrázek 20 - Přistávání Falconu 9 na autonomní přistávací plošinu²⁴

Vnitřní část přistávací nohy je tvořená hliníkovými plástvemi, vnější část je vyrobená z uhlíkových vláken.



Obrázek 21 - Přistávací systém rakety Falcon 9²⁵

²⁴ SPACEX. Falcon 9 First Stage Landing on Droneship ``Of Course I Still Love You``. SpaceX [online]. 2016 [cit. 2019-04-01]. Dostupné z: <https://www.spacex.com/gallery/2016-0#slide-5>

²⁵ What is the folding mechanism of the SpaceX Falcon 9 landing legs?. Quora [online]. 30.12.2017 [cit. 2019-04-01]. Dostupné z: <https://www.quora.com/What-is-the-folding-mechanism-of-the-SpaceX-Falcon-9-landing-legs>



Obrázek 22 - Detail přistávací nohy rakety Falcon 9 (červeně zvýrazněno tlačící zařízení)²⁶

Přistávací noha se skládá z vysouvací podpěry, podpěrné desky, tlačícího zařízení a zarážek (Obrázek 22). Zarážky udržují nohu do jejího vysunutí přilehlou k prvnímu stupni. Nohy jsou po dobu letu zatažené podél rakety, aby byl zajištěn nejmenší aerodynamický odpor.^[50] Tlačící zařízení se nachází u kloubu vysouvací podpěry, kde je připojena k tělu prvního stupně. Podpěrné desky slouží k dotyku se Zemí. Vyrobené jsou z uhlíkových vláken. Vysouvací podpěry jsou tvořeny z válců, které jsou během letu zasunuté do sebe. Podpěry jsou vyrobené z uhlíkových vláken a uvnitř se nachází hliníkové deformační plástve.

Zarážky uvolní přistávací nohu při přiblížení Falconu 9 k přistávací plošině. Tlačící zařízení odstrčí vysouvací podpěru od prvního stupně. Přistávací nohy jsou roztahovány gravitační silou. Zpomalení rychlosti roztahování, aby nedošlo k poškození, je docíleno naplňováním vysouvací podpěry stlačeným heliem, které by mělo během přistání absorbovat všechnu zbytkovou dopadovou energii. Přebytkovou dopadovou energii absorbují deformační plástve.^{[50][22]}

SpaceX vlastní rakety Falcon Heavy, jejichž první stupeň se skládá ze tří prvních stupňů Falcon 9. Všechny první stupně jsou znovu použitelné.

6.2 Space Shuttle²⁷

První mise programu Space Shuttle proběhla v roce 1981 a poslední mise se uskutečnila roku 2011. Jednalo se o první znovu použitelné vesmírné rakety

²⁶ What is the folding mechanism of the SpaceX Falcon 9 landing legs?. *Quora* [online]. 30.12.2017 [cit. 2019-04-01]. Dostupné z: <https://www.quora.com/What-is-the-folding-mechanism-of-the-SpaceX-Falcon-9-landing-legs>

²⁷ Tato podkapitola byla zpracována podle [40].



používané pro vynesení družic, částí Mezinárodní vesmírné stanice a lidí do vesmíru. Flotila Space Shuttle obsahovala raketoplány Columbia, Challenger, Discovery, Atlantis a Endeavour.

Space Shuttle (Obrázek 23) se skládal z externí nádrže kapalného paliva, ze dvou raket s motory na tuhé palivo, které byly v různých fázích letu odhozeny, a raketoplánu. Návrat z vesmíru a let v atmosféře připomínal let kluzáku, motory nemohly být zažehnuty kvůli nedostatku paliva. Zpomalení rychlosti probíhalo spodním trupem a křídly raketoplánu, které zajišťovaly plochu potřebnou pro vyvinutí dostatečného aerodynamického vztlaku. Spodní trup, křídla a před raketoplánu je pokryta destičkami, které absorbují a chrání zbytek tělesa před teplem vzniklým aerodynamickým vztlakem.



Obrázek 23 - Raketoplán Space Shuttle²⁸

²⁸ NASA. STS-115 Launches to ISS. NASA [online]. 9.9.2006 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/marshall/history/this-week-in-nasa-history-sts-115-launches-to-iss-sept-9-2000.html>



Raketoplány Space Shuttle přistávaly horizontálně, tedy obdobně jako letadla. Přistávací rychlost byla přibližně 354 km/h a přistávací dráha měřila 4572 metrů. Velká dopravní letadla přistávají rychlostí přibližně 275 km/h na dráze o délce 2400 metrů. [65][66] Raketoplány přistávaly na dvou hlavních podvozcích (Obrázek 24), které byly umístěny v zadní části u křídel, a jednom vedlejším podvozku, který byl umístěn v přední části. Podvozky byly vytaženy před dotykem s přistávací dráhou v rychlosti menší než 555 km/h a ve výšce přibližně 85 metrů. Následovalo dosednutí hlavních podvozků a vytažení padáku s pilotní funkcí. Po dosednutí vedlejšího podvozku byl pilotním padákem vytažen hlavní padák, který společně s hydraulickými brzdami na hlavních kolech dále zpomaloval raketoplán. Zatáčení na zemi zajišťoval natáčecí vedlejší podvozek. [2]

Hlavní podvozek se skládal ze dvou přistávacích kol o průměru 1,14 metru. Průměr ráfku kola byl 0,53 metru a šířka kola byla 0,41 metru. Podvozek vážil 93 kg. Kolo bylo napuštěno dusíkem, který je stabilní v různých výškách, teplotách a při rychlých změnách teplot, do tlaku 2,34 MPa. Maximální rychlost přistání vhodná pro hlavní podvozek byla 423 km/h. [41]

Vedlejší podvozek v přední části raketoplánu se skládal ze dvou kol o průměru 0,81 metru a šířky kola 0,22 metru. Přistávací kola byla naplněna dusíkem do tlaku maximálně 2,07 MPa. Maximální rychlost během dosednutí vedlejšího podvozku byla 402 km/h.

Hlavní podvozky byly měněny po každé misi a vedlejší podvozek byl používán opakovaně pro dvě mise. Maximální zatížení raketoplánu nesmělo přesáhnout 64,4 tun. Raketoplán nemá možnost sám zatáhnout všechny podvozky. Zatažení bylo prováděno pouze na Zemi. Spuštění podvozků bylo docíleno pomocí hydraulických systémů a pružin.



Obrázek 24 - Přistávací kola podvozku raketoplánu Space Shuttle²⁹

Kola podvozků byla vyrobena ze dvou hliníkových částí natřených uretanovou barvou, která zajišťovala trvanlivou ochranu ve vesmíru. [62][12]

Absorpce nárazů byla zajištěna pomocí vzpěr, které byly přítomny na každém podvozku a spojovaly kola se zbytkem raketoplánu. Pohlcování dopadové energie bylo realizováno stlačeným dusíkem a hydraulickou kapalinou uvnitř vzpěr. Vzpěry byly vyrobené z vysokopevnostní a korozivzdorné ocelové slitiny, hliníkové slitiny, nerezové oceli a bronzu. Pokovení kadmiem a chromem a uretanová barva byly použity pro ochranu ve vesmíru.

Vzpěra vedlejšího podvozku se mohla zmenšit o 559 mm. Vzpěra hlavního podvozku mohla být stlačena o 406 mm. Maximální zatížení vedlejší vzpěry bylo 34 tun a zatížení hlavní vzpěry nesmělo přesáhnout 93 tun.

Raketoplán podobný Space Shuttle, Buran (Obrázek 25), byl vyvinut v Rusku, avšak byl použitý pouze jednou. Průběh misí měl být stejný jako u misí Space Shuttle. Buran měl pouze manévrovací motory, do vesmíru byl vyneseny přidavnou raketou, kterou v průběhu stoupání odhodil. Buranu měly být přidány čtyři proudové motory, které by znamenaly, že jeho přistání by mohlo proběhnout

²⁹ NASA. Space Shuttle Flown Main Landing Gear Tires. NASA [online]. 7.8.2017 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/aeroresearch/resources/space-shuttle-flight-data/>



víckrát, pokud by byly podmínky při přistání nevhodné. Pokud by Buran selhal, měla posádka oproti Space Shuttle k dispozici vystřelovací sedadla. [3]



Obrázek 25 - Raketoplán Buran³⁰

³⁰ CASEY, Dave. Buran on An-225 (Le Bourget 1989) (cropped). *Wikimedia Commons* [online]. 12.7.1989 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Buran_on_An-225_\(Le_Bourget_1989\)_\(cropped\).JPEG](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Buran_on_An-225_(Le_Bourget_1989)_(cropped).JPEG)

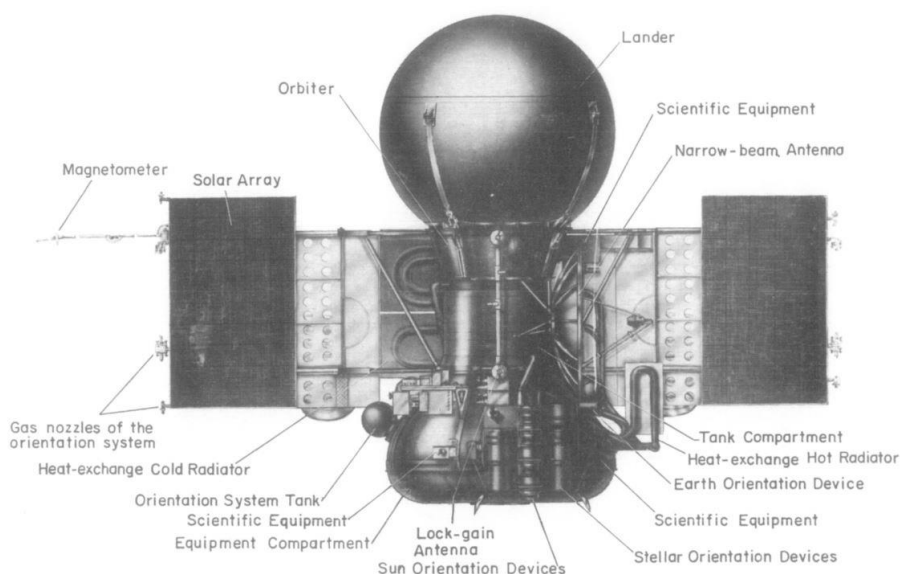


7 Ostatní přistávací systémy

7.1 Přistávací systémy použité pro mise na Venuši³¹

Atmosféra Venuše je pro zařízení a pozemské materiály nehostinná. Těleso, která má přistát na povrchu, musí sestoupit atmosférou bleskově, zároveň však dostatečně zpomalit. Výhodné je použít pro přistání padáky či balóny, kvůli vysokému atmosférickému tlaku. Nezbytné je chlazení zařízení.

Venera 9 a Venera 10 byly sovětské mise v roce 1975, jejichž nový design zúročil zkušenosti nabitě z předchozích misí, i misí na Mars. Mise byly totožné a skládaly se z družice a přistávacího modulu (Obrázek 26). Teplota přistávacího modulu před odpojením od družice byla díky chlazení v intervalu od -8 °C do 10 °C.



Obrázek 26 – Rozložení částí mise Venera 9 a Venera 10 během cesty k Venuši³²

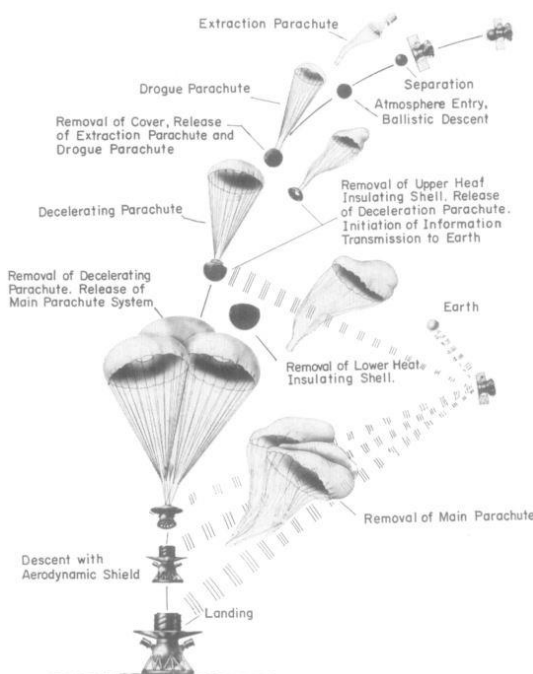
Přistávací modul vážil 660 kg a 1560 kg s návratovou schránkou (Obrázek 28). Ochranná návratová schránka o průměru 2,4 metru

³¹ Tato podkapitola byla zpracována podle [21], [26], [25].

³² KELDYSH, M. V. Venus exploration with the Venera 9 and Venera 10 spacecraft. *ScienceDirect* [online]. 4.1977 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/0019103577900859>



chránila přistávací modul před vysokou teplotou a tlakem během vstupu do atmosféry Venuše (Obrázek 27). Součástí mise bylo monitorování vrstvy mraků během sestupu, kdy muselo těleso zpomalit. Padák s pilotní funkcí byl vypuštěn ve výšce přibližně 65 km, který zpomalil těleso na rychlost 150 m/s. Horní polovina ochranné návratové schránky byla odpálená společně s padákem 11 sekund po jeho vypuštění. Společně s odpálením vysunul pilotní padák zpomalovací padák a přistávací modul začal komunikovat s družicí. Spodní polovina návratové schránky byla odstraněna po čtyřech sekundách. Zařízení zpomalilo na rychlost 50 m/s a zajistilo rozbalení tří hlavních padáků ve výšce přibližně 63 km. Sestup vrstvou mraků trval 20 minut. Ve výšce 50 km byly odpoutány hlavní padáky od přistávacího modulu, aby byl zrychlen sestup přes vrstvu atmosféry s vysokou teplotou a tlakem. Zpomalení rychlosti klesání bylo docíleno vysokým atmosférickým tlakem pomocí aerodynamického štítu. Přistávací modul dosedl na povrch Venuše rychlostí přibližně 7 m/s. Dopadovou energii absorboval dutý anuloid, který se při dopadu zdeformoval. Komplexnější návrh přistávacího zařízení není možný kvůli vysokým teplotám a tlakům.

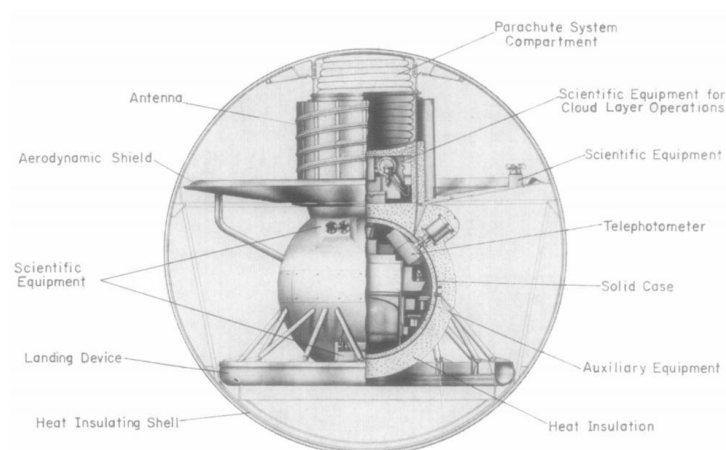


Obrázek 27 - EDL mise Venera 9 a Venera 10³³

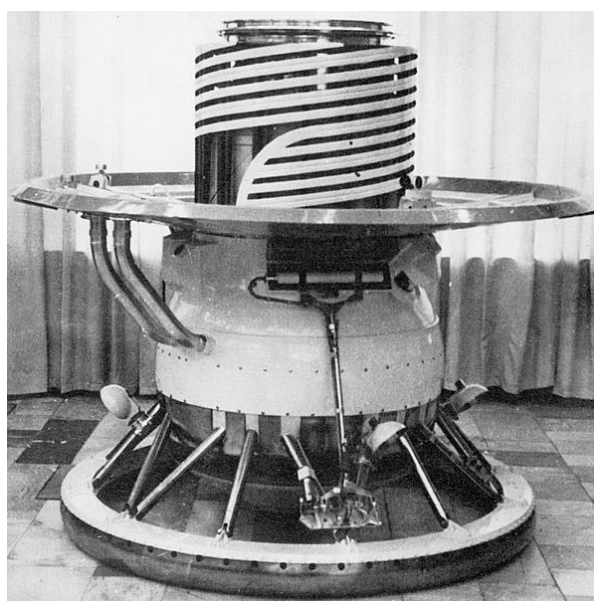
³³ KELDYSH, M. V. Venus exploration with the Venera 9 and Venera 10 spacecraft. *ScienceDirect* [online]. 4.1977 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/0019103577900859>



Přistávací modul (Obrázek 29) se skládal z přistávacího anuloidu, chlazení, aerodynamického štítu, padáků a titanové ochranné koule pro měřicí vybavení o průměru 0,8 metru.



Obrázek 28 - Přistávací modul v ochranné návratové schránce³⁴



Obrázek 29 - Přistávací modul mise Venera 9 a Venera 10³⁵

³⁴ KELDYSH, M. V. Venus exploration with the Venera 9 and Venera 10 spacecraft. *ScienceDirect* [online]. 4.1977 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/0019103577900859>

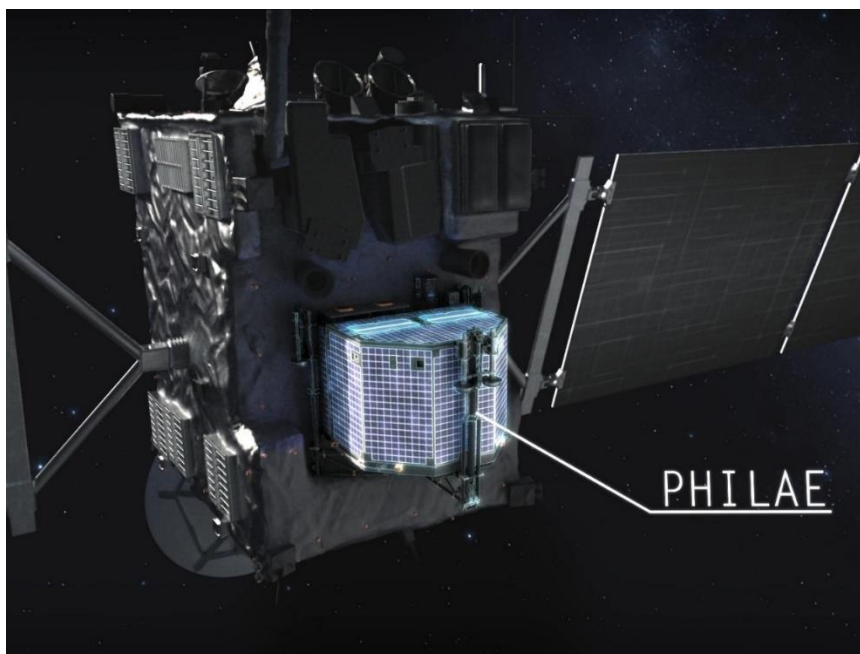
³⁵ MITCHELL, Don P. Venera-9 Lander. *Don P. Mitchell Homepage* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: http://mentallandscape.com/V_Lavochkin2.htm



Díky chlazení a izolaci byla teplota uvnitř ochranné koule pro měřicí vybavení po hodině na povrchu 60 °C. Mise skončila ztrátou radiového kontaktu.

7.2 Přistávací systém použitý pro přistání na kometě 67P/Churyumov-Gerasimenko

Mise Rosetta byla zahájena v březnu 2004. ^[10] Kometu 67P oběhne Slunce jednou za 6,45 let. Trajektorii komety ovlivňuje značně Jupiter. Teplota na povrchu dosahuje teplot od -93 °C do 53 °C. Velikost komety je 4,34 km x 2,60 km x 2,12 km. ^[8] Cílem mise bylo prozkoumání vzniku a původu komety, složení povrchu a plynů okolo komety. Mise měla k dispozici družici Rosetta a přistávací modul Philae (Obrázek 30). Zařízení dorazilo ke kometě v srpnu 2014. V září 2014 začalo mapování povrchu a hledání vhodného místa pro přistání. Přistávací modul dosedl na povrch v listopadu 2014. Mise skončila úmyslným nárazem družice do povrchu komety v září 2016 po průletu komety perihéliem v srpnu 2015. ^[5]



Obrázek 30 - Připevnění přistávacího modulu Philae na družici Rosetta³⁶

³⁶ DLR. Rosetta and Philae. *Wikimedia Commons* [online]. 14.8.2014 [cit. 2019-05-07]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Rosetta_and_Philae_\(crop\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Rosetta_and_Philae_(crop).jpg)



Přistávací modul Philae (Obrázek 31) vážil 100 kg a byl vyroben z uhlíkových vláken. Přistávací nohy modulu byly během letu ve vesmíru zataženy. Tři přistávací nohy, které absorbovaly dopadovou energii, se vysunuly po oddělení Philae od družice při sestupu k povrchu. Modul nepotřeboval tepelný štít, jelikož plynný obal komety nemá vysokou hustotu. Rychlost modulu byla během přistání přibližně 1 m/s. Dosednutí mělo být dosaženo pomocí harpun, šroubů do ledu a malého motoru, který by přitlačil modul k povrchu, protože úniková rychlost z gravitačního pole komety je pouze 1 m/s. ^[46] Během mise však šrouby nepronikly tvrdým povrchem komety, harpuny nevystřelily a motor selhal při zažehnutí. ^[7] Přistávací modul se od povrchu odrazil, ale po několika odrazech dosednul a byl funkční. ^[9] Proces sestupu a přistání trval přibližně 7 hodin. ^[6]

Obrázek 31 - Přistávací modul Philae³⁷

³⁷ ESA/ATG MEDIALAB. Philae Lander. *European Space Agency* [online]. 12.7.2014 [cit. 2019-05-07]. Dostupné z: <http://sci.esa.int/rosetta/53297-philae-lander/>



8 Návrh demonstrátoru studentů navazujícího magisterského studia

Studenti navazujícího magisterského programu Letectví a kosmonautika na Ústavu letadlové techniky na Českém vysokém učení technickém v Praze musí v druhém semestru absolvovat předmět Týmový projekt. Projekt je rozdělený na čtyři zaměření, který si každý student sám volí. Studenti Fakulty strojní a Fakulty elektrotechnické spolupracují, aby splnili zadání zaměření.

Jedním ze zaměření je kosmická technika. Studenti během projektu navrhovali demonstrátor měkkého přistání, který by byl shozen z výšky 3 metrů a vážil by přibližně 2,5 kilogramů. Zmírnění dopadové rychlosti mělo být docíleno zážehem motoru ROS-40, používaného ve vojenských světlicích, během sestupu. Tým se nazýval DRoP SLaM (Demonstrator of Rocket Powered Soft Landing Module) a byl rozdělen na subtým motor, subtým kapsle a subtým podvozek, který měl za cíl navrhnout přistávací systém, který by pohltil dopadovou energii, i kdyby se zážeh neprovedl.

Tým zabývající se podvozkem po zvážení různých konceptů zvolil pohlcení dopadové energie pomocí pružiny stlačené pístem. Návrh zahrnoval čtyři nohy pro větší stabilitu demonstrátoru.

Přibližné hodnoty síly působící na pružiny při dopadu po volném pádu a potřebné tuhosti pružiny byly spočítány podle rovnic:

$$F = \frac{m \cdot g \cdot h \cdot 100}{s \cdot n} [N]$$

$$k = \frac{F}{s \cdot 10} [N/mm] ,$$

kde **F** je síla působící na jednu pružinu, **m** hmotnost modulu, **g** gravitační zrychlení, **h** výška, ze které by byl modul shozený, **s** vzdálenost, o kterou se pružina stlačí v centimetrech, **n** počet nohou demonstrátoru a **k** tuhost pružiny odpovídající příslušnému stlačení.

Hodnoty síly působící při dopadu na jednu přistávací nohu a tuhosti pružiny pro hmotnost demonstrátoru 3 kilogramy a výšky volného pádu 3 metry jsou uvedeny v příloze A. Odpor vzduchu byl zanedbán. Autorem výpočtů je Bc. Dominik Kučera. Pružiny byly zvoleny s proměnnou tuhostí, tedy progresivní.



Původní návrh obsahoval plastovou 3D tištěnou dosedací plochu a čep (Obrázek 32). Během vývoje byly přistávací nohy testovány bez zážehu a bez plné zátěže. Demonstrátor byl shozen z výšky 1,2 metru, avšak plastový čep se přetrhnul. Následně byl demonstrátor shozen z výšky 1,8 metru. Před dopadem došlo k natočení demonstrátoru, které mělo za následek roztržení dosedací plochy. Plastové díly selhaly, jelikož nedokázaly vydržet napětí, které vzniká během dopadu.



Obrázek 32 - Původní 3D tištěná dosedací plocha



Obrázek 33 - Přistávací nohy DRoP SLaM týmu

Finální návrh (Obrázek 33) obsahoval pružinu stlačovanou pístem, který je dvěma maticemi na jeho druhém konci připojený ke zbytku demonstrátoru. Píst je středěný dvěma čtvercovými deskami s dírou. Třetí čtvercová deska zajišťuje oporu pružiny a připojení dosedací plochy k přistávací noze. Čtvercové desky jsou k sobě připojené pomocí čtyř závitových tyčí a každá deska je zajištěná dvojicí matic na každé závitové tyči. Systém desek a závitových tyčí byl nazván klec a byl inspirován uložením motoru. Na spodní straně pístu a na spodní čtvercové desce je snížený povrch, aby se pružina nemohla hýbat. Dosedací plocha má tvar kruhu a je tvořená dosedací částí z gumy a vrchní částí, na kterou jsou přišroubované dvě součásti profilu L s dírou. Totožné součásti profilu L jsou umístěny zespodu spodní čtvercové desky a zajištěné závitovou tyčí a maticí. Součásti profilu L jsou spojeny čepem, který umožňuje natočení dosedací plochy.

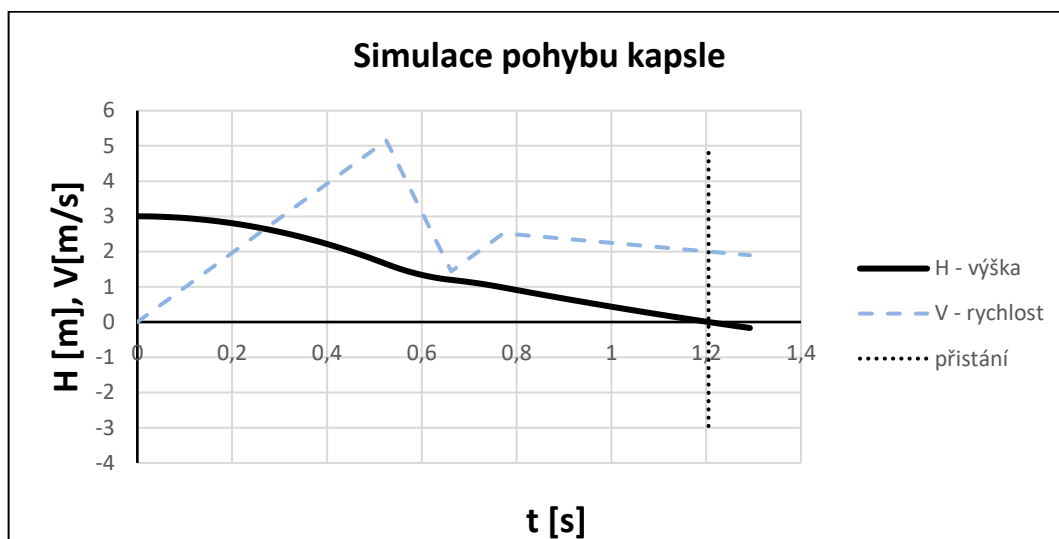
Materiál použitý pro části přistávací nohy je dural. Pružina, šrouby a matice jsou vyrobené z oceli.

Finální demonstrátor má výšku 485 milimetrů a váhu 3,1 kilogramů. Shozen byl z výšky 3 metrů. Jedna přistávací noha váží přibližně 400 gramů.

Všechny testy demonstrátoru dopadly úspěšně a přistávací nohy splnily účel. První sestup byl neúmyslně proveden bez pomoci zpomalení motoru, jelikož během sestupu lanko, které spouštělo zážehovou sekvenci, vytrhlo baterku



potřebnou pro zážeh z demonstrátoru. Demonstrátor dopadl na zem rychlostí 7,67 m/s a přistávací systém musel absorbovat kinetickou energii 91,233 J. Systém zátěž zvládnul. Další testy proběhly se zpomalením pomocí motoru.



Graf 3 - Přibližný průběh pohybu kapsle³⁸

Přibližný průběh pohybu kapsle v grafu 3 byl vytvořen pro kapsli o hmotnosti 2,5 kilogramu shozené z výšky 3 metrů, která má dosedací rychlost 2 m/s. Výpočet byl proveden pomocí tahových charakteristik z testů motoru. Na průběhu rychlosti lze vidět dva různé impulsy motoru.

Pružiny byly vybrány správně. Po dosednutí se demonstrátor pouze mírně odrazil od země. Všechny součásti pevnostně vydržely volný pád. Přistávací systém by bylo možné odlehčit, například zmenšením jeho součástí nebo snížením počtu nohou.

³⁸ Autor grafu a výpočtů: Bc. Oleh VASYLIEV

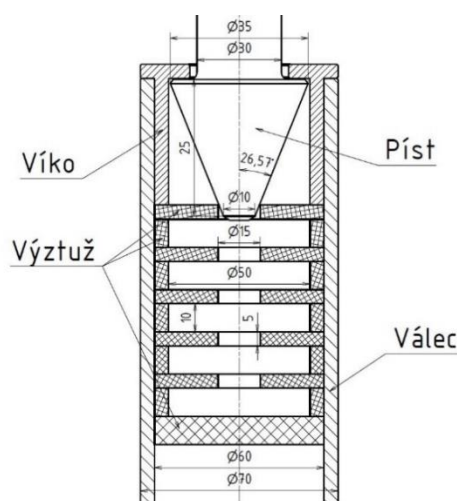


9 Vlastní návrh přistávacích nohou

Přistávací nohy mají být dimenzovány tak, aby ochránily citlivá místa modulu při přistávacím manévru. Měly by absorbovat přebytečnou kinetickou energii. Guma se dá využít jako levný amortizátor a může být i několikrát znovu použita, pokud je přistávací noha správně navrhnutá. Kinetická energie je absorbovaná pomocí tření a ohybu pryže. Hlavní výhodou návrhu je úplná absorpce energie, žádná její část není odražena zpět do modulu.

9.1 Popis soustavy

Přistávací noha (Obrázek 34) se skládá z pístu, víka, válce, které by byly vyrobeny z duralu, a výztuží. Píst je tvořen kuželovou hlavou, která penetruje výztuže a tím ztrácí hybnost. Horní část pístu je válec, na kterém může být závit, který by zajišťoval stejný systém připojení ke zbytku demonstrátoru jako u demonstrátoru DRoP SLaM týmu. Víko zabezpečuje spojení pístu a zbytku přistávací nohy. Víko může být připevněno na válec pomocí lepidla, závitů nebo nalisováním. Výztuže jsou uloženy s přesahem ve válci. Uprostřed výztuže je díra. Během přistání se píst posouvá skrze výztuže cestou nejmenšího odporu, tedy střední dírou, což zajišťuje středění pístu. Dosedací plocha je přišroubovaná ke dnu válce. Dno válce může být buď součástí válce, nebo s ním být spojeno pomocí závitů, nalisování nebo nalepení. Hmotnost přistávacího systému závisí zejména na zvolených materiálech pístu, válce a víka.



Obrázek 34 – Schéma přistávací nohy



9.2 Výběr materiálu

Výběr správné gumy je kritickým bodem návrhu. Pryž by měla pevná a ohebná, aby se při zatížení neroztrhla. Pro výběr materiálu byl použit program Abaqus. Různé typy gum byly popsány pomocí Mooney-Rivlin konstant (Tabulka 2) pro hyperelastické materiály. Program poté posouval píst o 45 milimetrů dolů, simuloval průběh penetrace a snímal odporovou sílu, kterou pryž klade na píst. Píst penetroval pouze jednu výztuž, aby se simulace zjednodušila. Koeficient tření píst-výztuž byl zvolen 0,64 a koeficient tření výztuž-výztuž byl zvolen 0,62. [58]

Materiál	C_{10} [MPa]	C_{01} [MPa]	D_1 [-]
EPDM-CB50	1,21	0,11	0,03
EPDM-CB25	0,465	0,108	0,03
EPDM-SC60	1,178	0,218	0,03
EPDM-SC30	0,437	0,016	0,03
EPDM-NF	0,292	0,06	0,03
EPDM-SCT	1,129	0,011	0,03
EPDM-CBT	0,954	0,015	0,03
NBR-CB50	1,147	0,038	0,03
NBR-CB25	0,4	0,019	0,03
NBR-SC60	0,923	0,239	0,03
NBR-SC30	0,147	0,002	0,07
NBR-NF	0,22	0,059	0,05

Tabulka 2 - Mooney-Rivlin konstanty pro různé typy pryží³⁹

Koeficient D_1 představuje vlastnost stlačení materiálu. Gumy jsou nestlačitelné, proto se uvádí konstanta $D_1 = 0$. Pro správné fungování simulace byl však koeficient D_1 zvolen mírně větší než 0. Závislosti reakční síly na vzdálenosti pístu různých druhů pryže jsou k dispozici v příloze B.

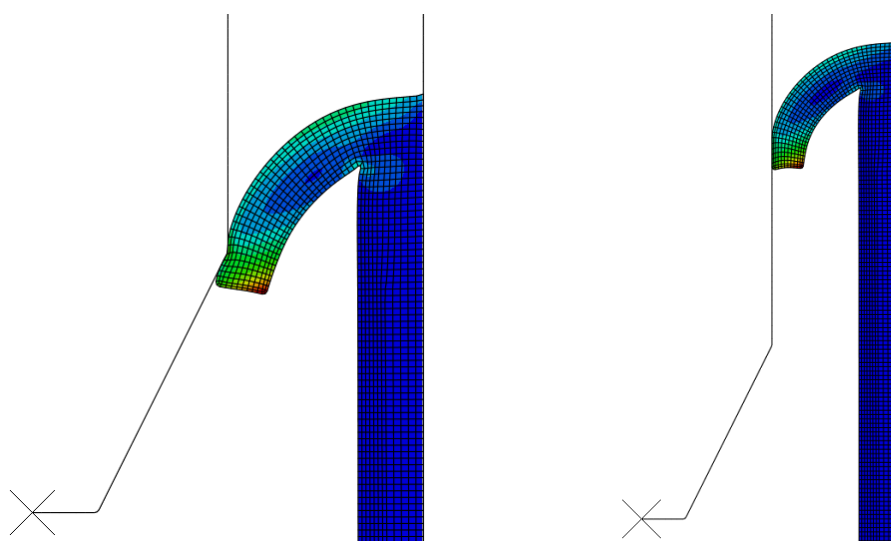
³⁹ Zpracováno dle: Mooney-Rivlin Model. *Science Direct* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-05-24]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/mooney-rivlin-model>



Materiál	Maximální síla [N]	Ustálená síla [N]	Hodnota ustálené vůči maximální síle [%]
EPDM-CB50	304,7397		
EPDM-CB25	132,4639		
EPDM-SC60	319,4759		
EPDM-SC30	106,5664	67,0472	62,92
EPDM-NF	81,83765		
EPDM-SCT	265,7922		
EPDM-CBT	226,4326		
NBR-CB50	275,5181		
NBR-CB25	98,53396	61,95891	62,88
NBR-SC60	265,493		
NBR-SC30	35,18175	22,15875	62,98
NBR-NF	64,45352		

Tabulka 3 - Výsledky simulací v programu Abaqus

Simulace byla dokončena pro materiály EPDM-SC30, NBR-CB25 a NBR-SC30. Ve válcové části měly materiály, které simulaci dokončily, konstantní reakční sílu, která se rovnala přibližně 62 % maximální reakční síly. Simulace byla samovolně ukončena pro ostatní materiály, kvůli náročným výpočtům v oblasti přechodu výztuže z kuželové části pístu na část válcovou (Obrázek 35).

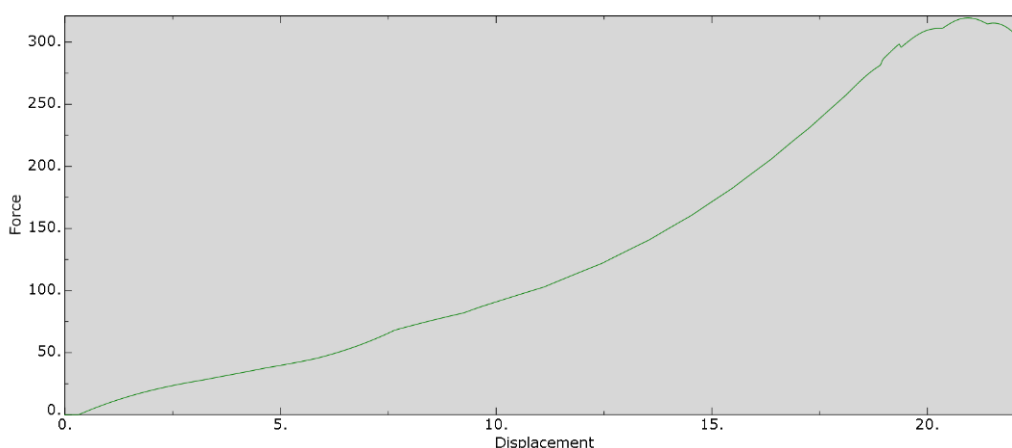


Obrázek 35 - Ukázka průběhu simulace



Materiál výztuže byl zvolen materiál s největší maximální reakční silou (Tabulka 3), tedy EPDM-SC60 (Graf 4). Etylen-propylen-dien-SC60 je syntetický kaučuk s obsahem oxidu křemičitého 60 gramů na 100 gramů EPDM, s vysokou tvrdostí a pevností. ^{[47][59]} Ustálená reakční síla byla pro pryž EPDM-SC60 vypočtena z maximální reakční síly.

$$F_u = 0,62 \cdot F_M = 198,075 \text{ N}$$



Graf 4 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-SC60

9.3 Počet výztuží

Hodnoty reakční síly v závislosti na poloze pístu byly využity při určení počtu výztuží. Dané hodnoty byly reakční síla na vzdálenost, kinetická energie, výška výztuže a mezera mezi výztužemi. Kinetická energie, kterou musí jedna přistávací noha absorbovat v případě, že by selhal zážeh motoru měkkého přistání, byla spočítána pomocí vztahu:

$$E = \left(\frac{\frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2}{n} \right) \cdot k = \left(\frac{\frac{1}{2} \cdot 3,1 \cdot 7,67^2}{4} \right) \cdot 1,2 = 27,3699 \text{ J} ,$$

kde **m** je hmotnost demonstrátoru, **v** rychlost demonstrátoru při dopadu, **n** počet nohou a **k** bezpečnost.



Práci, kterou vykoná výztuž tlačení na píst, lze vypočítat z hodnot simulace. Práce je závislá na velikosti síly, která působí po určitou vzdálenost. Použitý byl vztah:

$$W = \frac{F_c \cdot (s_1 - s_0)}{1000} ,$$

kde F_c je celková síla všech působících výztuží, s_1 vzdálenost pístu v současném časovém kroku v milimetrech a s_0 vzdálenost pístu v předchozím časovém kroku v milimetrech.

Zbylá kinetická energie v následujícím časovém kroku je rovna rozdílu kinetické energie a práce výztuží v nynějším časovém kroku. Pokud se zbylá kinetická energie rovná nule, pak je demonstrátor v klidu. Vzdálenost, kterou píst urazil, lze využít pro návrh počtu výztuží. Pro předem zvolené parametry demonstrátoru, tedy hmotnost 3,1 kilogramu shozených z výšky 3 metrů, vychází pro absorbování veškeré kinetické energie 5 výztuží z materiálu EPDM-SC60.



10 Závěr

V první části bakalářské práce vytvořil autor základní přehled používaných přistávacích systémů v současnosti i minulosti. Autor zároveň uvážil faktory, které ovlivňují návrh podvozku.

Podmínky na cílových tělesech mění značně nároky na přistávací systém modulu. Velký atmosférický vztlak na cílové planetě vybízí k využití padáků, které dokáží přistávací modul výrazně zpomalit. Pokud však nemá cílové těleso atmosféru, tak se použití padáků vylučuje, zároveň ale nemusí mít přistávací modul ochranu proti teple, které vzniká během sestupu atmosférou. Těleso musí být chlazeno a chráněno před teplem po celou dobu trvání mise, pokud je na povrchu planety stálá vysoká teplota.

Zpomalení rychlosti sestupu je možné docílit pomocí raketových motorů. Použití tuhého paliva v raketových motorech během sestupu je levnější než využití kapalného paliva, avšak dopadová rychlost může dosahovat vyšších hodnot.

Přistávací moduly mají nejčastěji tři nebo čtyři přistávací nohy. Uvnitř vzpěr, které tvoří přistávací systém, se nachází deformovatelná struktura, která svou následnou deformací pohltí dopadovou energii.

Oblíbeným přistávacím systémem pro mise na Mars bylo použití airbagů, které přistávací modul ochrání během dopadu. Airbagy jsou levnější než přistávací nohy, ale jejich nevýhodou je vysoká hmotnost.

Důležitým aspektem přípravy mise je určení vhodného přistávacího místa. To by mělo být bez velkých balvanů a vysokého převýšení, aby nedošlo k převrácení a poškození modulu. Zároveň je výhodné vybrat přistávací zařízení blízko rovníku planety, pokud zařízení spoléhá na sluneční energii.

V druhé části bakalářské práce popsal autor přistávací systém navržený týmem studentů navazujícího magisterského studia. Návrh spoléhal na progresivní pružiny, které při nárazu pohltily dopadovou energii. Průběžné testy odhalily nedostatky. Finální návrh absolvoval úspěšně všechny konečné testovací pády.

V poslední části práce autor navrhl vlastní přistávací nohu. Absorpce dopadové energie byla realizovaná ohybem a třením pryže o posuvný píst.



Seznam použité literatury

- [1] COMPTON, Les. Mars Pathfinder Rocket Assisted Descent. *NASA Science* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://mars.jpl.nasa.gov/MPF/mpf/rad.html>
- [2] COPELAND Bret. How to Land the Space Shuttle. *YouTube* [online]. 6.11.2016 [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=Jb4prVsXkZU>
- [3] Curious Droid. Buran-Energie: the Soviet Space Shuttle 2.0 on a Moon Rocket. *YouTube* [online]. 20.1.2018 [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=XLOCQw5s9Uw>
- [4] EUROPEAN SPACE AGENCY. Choosing the ExoMars 2020 Landing Site. *robotic exploration of mars* [online]. 27.3.2017 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <http://exploration.esa.int/mars/53845-landing-site/>
- [5] EUROPEAN SPACE AGENCY. Fact Sheet. *European Space Agency* [online]. 22.3.2017 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <http://sci.esa.int/rosetta/47366-fact-sheet/>
- [6] EUROPEAN SPACE AGENCY. Landing on a Comet. *European Space Agency* [online]. 22.3.2017 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <http://sci.esa.int/rosetta/54470-landing-on-a-comet/>
- [7] EUROPEAN SPACE AGENCY. Rosetta and Philae: One Year Since Landing on a Comet. *European Space Agency* [online]. 12.11.2015 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: http://m.esa.int/Our_Activities/Space_Science/Rosetta/Rosetta_and_Philae_one_year_since_landing_on_a_comet
- [8] EUROPEAN SPACE AGENCY. Rosetta's Target: Comet 67P/Churyumov-Gerasimenko. *European Space Agency* [online]. 6.12.2016 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <http://sci.esa.int/rosetta/14615-comet-67p/>
- [9] EUROPEAN SPACE AGENCY. The Rosetta Lander. *European Space Agency* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: http://m.esa.int/Our_Activities/Space_Science/Rosetta/The_Rosetta_lander
- [10] GILBERT, Dave. Rosetta landing: Comet-chasing probe makes final touchdown. *CNN* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <https://edition.cnn.com/2016/09/30/health/rosetta-landing-comet-philae/index.html>



- [11] HEINEY Anna. Splashdown!. NASA [online]. 8.3.2019 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://blogs.nasa.gov/commercialcrew/2019/03/08/splashdown-2/>
- [12] JACE, Kimberley. What Is Urethane Paint?. *hunker* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://www.hunker.com/13413171/what-is-urethane-paint>
- [13] JET PROPULSION LABORATORY. 1998 Mars Missions. Press Kit [online]. 12.1998 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://www2.jpl.nasa.gov/files/misc/mars98launch.pdf>
- [14] JET PROPULSION LABORATORY. Mars Exploration Rover Landings. Press Kit [online]. 1.2004 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/merlandings.pdf
- [15] JET PROPULSION LABORATORY. Mars InSight. Landing Press Kit [online]. 11.2018 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/insight/landing/download/mars_insight_landing_press_kit.pdf
- [16] JET PROPULSION LABORATORY. Mars Science Laboratory Landing [online]. 7.2012 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/MSLLanding.pdf
- [17] JET PROPULSION LABORATORY. NASA Facts. Mars Exploration Rover [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/fact_sheets/mars03rovers.pdf
- [18] JET PROPULSION LABORATORY. NASA Facts. Mars Pathfinder [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/fact_sheets/mpf.pdf
- [19] JET PROPULSION LABORATORY. NASA Facts. Viking Mission to Mars [online]. 1988 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/fact_sheets/viking.pdf
- [20] JET PROPULSION LABORATORY. Phoenix Launch [online]. 7.5.2007 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/phoenix-launch-presskit.pdf
- [21] KELDYSH, M.V. Venus exploration with the Venera 9 and Venera 10 spacecraft [online]. 4.1977 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0019103577900859>



- [22] LEE, Matthew. What is the folding mechanism of the SpaceX Falcon 9 landing legs?. *Quora* [online]. 30.12.2017 [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://www.quora.com/What-is-the-folding-mechanism-of-the-SpaceX-Falcon-9-landing-legs>
- [23] MACDONALD, Malcolm a Viorel BADESCU. *The International Handbook of Space Technology*. Berlín: Springer, 2014, 731 s. ISBN 978-3-642-41100-7.
- [24] MANNING, Rob a Richard COOK. Mars Pathfinder Frequently Asked Questions. *NASA Science* [online]. 10.4.1996 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: https://mars.jpl.nasa.gov/MPF/mpf/faqs_edl.html#parachute
- [25] MITCHELL, Don P. First Pictures of the Surface of Venus. *Don P. Mitchell Homepage* [online]. 3.10.2016 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: http://mentallandscape.com/V_Lavochkin2.htm
- [26] MITCHELL, Don P. Plumbing the Atmosphere of Venus. *Don P. Mitchell Homepage* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: http://mentallandscape.com/V_Lavochkin1.htm
- [27] MURACA, Ralph J., CAMPBELL, Janet W. a C. Anderson KING. *A Monte Carlo Analysis of the Viking Lander Dynamics at Touchdown* [online]. Langley Research Center, Hampton, 9.1975 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19750023452.pdf>
- [28] NARAYAN, Ashish, NARAYANAN, S a Rakesh KUMAR. *Hypersonic flow past nose cones of different geometries: a comparative study* [online]. 2017 [cit. 2019-03-14]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/320213955_Hypersonic_flow_past_nose_cones_of_different_geometries_a_comparative_study
- [29] NASA. Apollo 11 Mission Overview. *NASA* [online]. 15.3.2019 [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/apollo/missions/apollo11.html
- [30] NASA. InSight's Landing Site: Elysium Planitia. *MARS InSight Mission* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/insight/timeline/prelaunch/landing-site-selection/>
- [31] NASA. Instruments. *MARS InSight Mission* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/insight/spacecraft/instruments/hp3/>
- [32] NASA. Landing. *MARS InSight Mission* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/insight/timeline/landing/summary/>



- [33] NASA. *Lunar Module* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: https://www.hq.nasa.gov/alsj/LM04_Lunar_Module_ppLV1-17.pdf
- [34] NASA. Mars Pathfinder Airbags. *JPL Mars Pathfinder* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://mars.jpl.nasa.gov/MPF/mpf/mpfairbags.html>
- [35] NASA. Mars Pathfinder Mission Objectives. *JPL Mars Pathfinder* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: https://mars.jpl.nasa.gov/MPF/mpf/mission_obj.html
- [36] NASA. Mars Pathfinder: Airbag Retraction and Lander Righting. *JPL Mars Pathfinder* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://mars.jpl.nasa.gov/MPF/mpf/retraction.html>
- [37] NASA. Mars Pathfinder: Entry Descent and Landing. *JPL Mars Pathfinder* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://mars.jpl.nasa.gov/MPF/mpf/edl/edl1.html>
- [38] NASA. Mars Polar Lander Science Goals. *Mars Polar Lander* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/msp98/lander/science.html>
- [39] NASA. NASA Apollo Lunar Module News Reference. *NASA* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: <https://www.hq.nasa.gov/alsj/LMNewsRef-Boothman.html>
- [40] NASA. Space Shuttle Launch and Landing. *NASA* [online]. 11.9.2012 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/launch/index.html
- [41] NASA. Space Shuttle Tire Basic Facts and Figures. *NASA* [online]. 7.8.2017 [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/aeroresearch/resources/artifact-opportunities/tire-basic-facts/>
- [42] NASA. Vega 2 Balloon. *NASA Space Science Data Coordinated Archive* [online]. 20.3.2019 [cit. 2019-03-14]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1984-128F>
- [43] NASA. Vega 2 Descent Craft. *NASA Space Science Data Coordinated Archive* [online]. 20.3.2019 [cit. 2019-03-14]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1984-128E>



- [44] POHLEN, J. C., MAYTUM, B. D., RAMSEY, I. W. a U. J. BLANCHARD. *The Evolution of the Viking Landing Gear* [online]. 1.7.1976 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19760021205.pdf>
- [45] ROGERS, William F. *Apollo Lunar Module Landing Gear* [online]. 1.11.1972 [cit. 2019-03-28]. Dostupné z: https://www.hq.nasa.gov/alsj/LM_Landing%20Gear1973010151.pdf
- [46] SCHWEHM, Gerhard H. *Planetary Exploration in ESA* [online]. 6.2004 [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070014673.pdf>
- [47] SOMERDAY, Brian, SOFRONIS, Petros a Russell JONES. *Effects of Hydrogen on Materials* [online]. 2008 [cit. 2019-05-24]. [390. s]. ISBN 978-1-61503-003-3.
- [48] SPACEX. Completed Missions. *SpaceX* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://www.spacex.com/missions>
- [49] SPACEX. *Falcon User's Guide* [online]. 1.2019 [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: https://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_users_guide_0219.pdf
- [50] SPACEX. Landing Legs. *SpaceX* [online]. 29.7.2013 [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://www.spacex.com/news/2013/03/26/landing-leg>
- [51] SPACEX. The Why and How of Landing Rockets. *SpaceX* [online]. 25.6.2015 [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://www.spacex.com/news/2015/06/24/why-and-how-landing-rockets>
- [52] SUBRAMANIAN, Krishna Kumar. What is an optimal shape of the nose cone of a rocket at Mach 4 to 7?. *Quora* [online]. 3.12.2017 [cit. 2019-03-14]. Dostupné z: <https://www.quora.com/What-is-an-optimal-shape-of-the-nose-cone-of-a-rocket-at-Mach-4-to-7>
- [53] WAYE, Donald E. a J. Kenneth COLE. *Mars Pathfinder Airbag Impact Attenuation System* [online]. Sandia National Laboratories, Datum neuveden [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/30089/95-0449.pdf?sequence=1&isAllowed=y>
- [54] WILLIAMS, David R. Planetary Fact Sheet - Metric. *NASA* [online]. 18.07.2018 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/index.html>
- [55] WILLIAMS, David R. Viking Mission to Mars. *NASA* [online]. 12.4.2018 [cit. 2019-03-25]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/viking.html>



- [56] ZAK, Anatoly. Here is how Soyuz returns to Earth. *Russian Space Web* [online]. 10.3.2019 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <http://www.russianspaceweb.com/soyuz-landing.html>
- [57] Apollo 11 Landing Site. *The Apollo Program* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://airandspace.si.edu/explore-and-learn/topics/apollo/apollo-program/landing-missions/apollo11-landing-site.cfm>
- [58] Coefficient of Friction Equation and Table Chart. *Engineers Edge* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-05-24]. Dostupné z: https://www.engineersedge.com/coefficients_of_friction.htm
- [59] EPDM. *techgum* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-05-24]. Dostupné z: <https://www.techgum.cz/epdm/>
- [60] four-legged landers. *Kerbal Space Program* [online]. 29.1.2015 [cit. 2019-03-14]. Dostupné z: <https://forum.kerbalspaceprogram.com/index.php?/topic/98196-four-legged-landers/>
- [61] InSight: Studying the interior of Mars. *The Planetary Society* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <http://www.planetary.org/explore/space-topics/space-missions/insight.html>
- [62] Landing Gear System. *Science KSC NASA* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/sts-gear.html>
- [63] *Mooney-Rivlin Model* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-05-24]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/mooney-rivlin-model>
- [64] Why/when is the blunt nose better?. *Aviation* [online]. 13.4.2017 [cit. 2019-03-14]. Dostupné z: <https://aviation.stackexchange.com/questions/24414/why-when-is-the-blunt-nose-better>
- [65] What Speed Does a Boeing 747 Take Off and Land At?. *Flight Deck Friend* [online]. Datum neuveden [cit. 2019-03-31]. Dostupné z: <https://www.flightdeckfriend.com/ask-a-captain/what-speed-does-a-747-take-off-and-land/>
- [66] SØRLI, Jostein. Ask The Pilot: How Long Does a Runway Need to Be?. *Scandinavian Traveler* [online]. 12.4.2018 [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://scandinaviantraveler.com/en/aviation/ask-the-pilot-how-long-does-a-runway-need-to-be>



Příloha A

m [kg]	3
g [m/s^2]	9,81
h [m]	3

Tabulka 4 - Vlastnosti demonstrátoru

s [cm]	F [N]	3nohy	4nohy	Tuhost [N/mm]
1	8829	2943	2207,25	220,725
1,2	7357,5	2452,5	1839,375	153,2813
1,4	6306,429	2102,143	1576,607	112,6148
1,6	5518,125	1839,375	1379,531	86,2207
1,8	4905	1635	1226,25	68,125
2	4414,5	1471,5	1103,625	55,18125
2,2	4013,182	1337,727	1003,295	45,60434
2,4	3678,75	1226,25	919,6875	38,32031
2,6	3395,769	1131,923	848,9423	32,65163
2,8	3153,214	1051,071	788,3036	28,1537
3	2943	981	735,75	24,525
3,2	2759,063	919,6875	689,7656	21,55518
3,4	2596,765	865,5882	649,1912	19,09386
3,6	2452,5	817,5	613,125	17,03125
3,8	2323,421	774,4737	580,8553	15,28566
4	2207,25	735,75	551,8125	13,79531
4,2	2102,143	700,7143	525,5357	12,51276
4,4	2006,591	668,8636	501,6477	11,40108
4,6	1919,348	639,7826	479,837	10,43124
4,8	1839,375	613,125	459,8438	9,580078
5	1765,8	588,6	441,45	8,829

Tabulka 5 - Síla působící na pružinu a potřebná tuhost pružiny v závislosti na jejím stlačení l

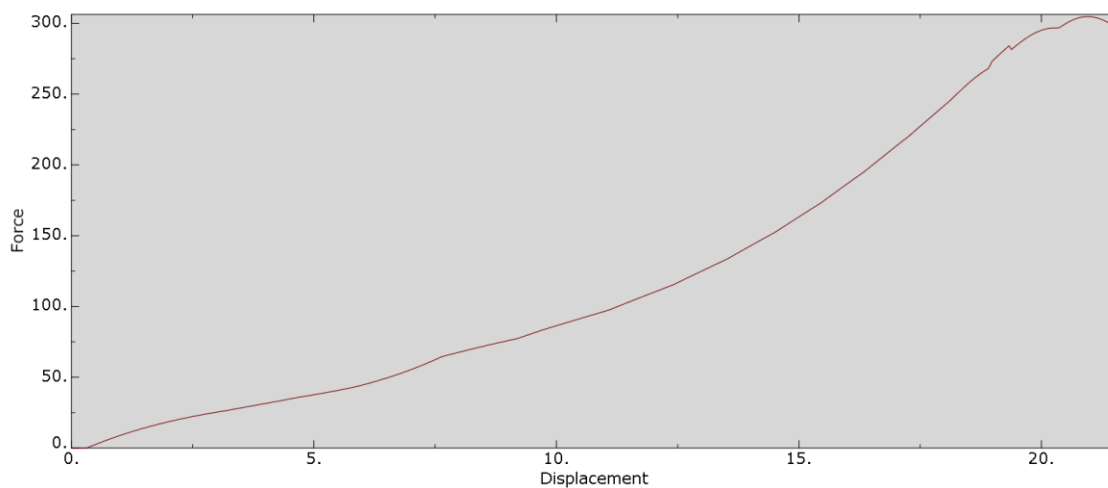


s [cm]	F [N]	3nohy	4nohy	Tuhost [N/mm]
5,2	1697,885	565,9615	424,4712	8,162907
5,4	1635	545	408,75	7,569444
5,6	1576,607	525,5357	394,1518	7,038425
5,8	1522,241	507,4138	380,5603	6,561385
6	1471,5	490,5	367,875	6,13125
6,2	1424,032	474,6774	356,0081	5,742066
6,4	1379,531	459,8438	344,8828	5,388794
6,6	1337,727	445,9091	334,4318	5,067149
6,8	1298,382	432,7941	324,5956	4,773465
7	1261,286	420,4286	315,3214	4,504592
7,2	1226,25	408,75	306,5625	4,257813
7,4	1193,108	397,7027	298,277	4,030771
7,6	1161,711	387,2368	290,4276	3,821416
7,8	1131,923	377,3077	282,9808	3,627959
8	1103,625	367,875	275,9063	3,448828
8,2	1076,707	358,9024	269,1768	3,282644
8,4	1051,071	350,3571	262,7679	3,128189
8,6	1026,628	342,2093	256,657	2,984383
8,8	1003,295	334,4318	250,8239	2,850271
9	981	327	245,25	2,725
9,2	959,6739	319,8913	239,9185	2,60781
9,4	939,2553	313,0851	234,8138	2,498019
9,6	919,6875	306,5625	229,9219	2,39502
9,8	900,9184	300,3061	225,2296	2,298261
10	882,9	294,3	220,725	2,20725

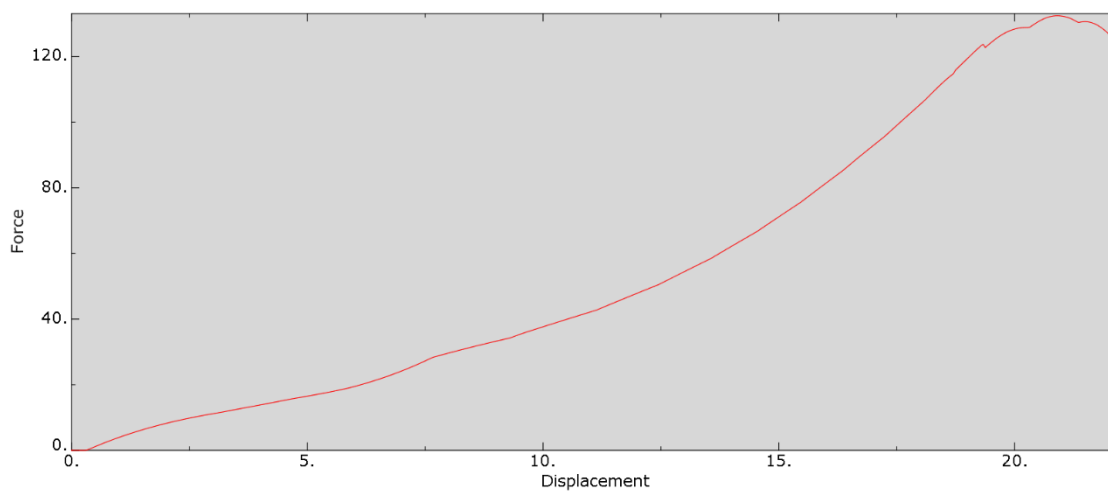
Tabulka 6 - Síla působící na pružinu a potřebná tuhost
pružiny v závislosti na jejím stlačení II



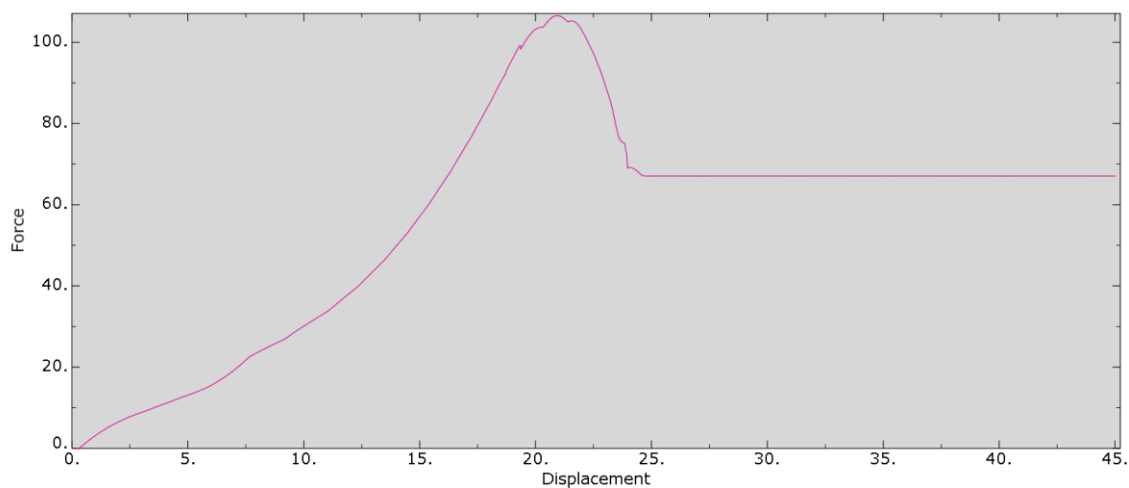
Příloha B



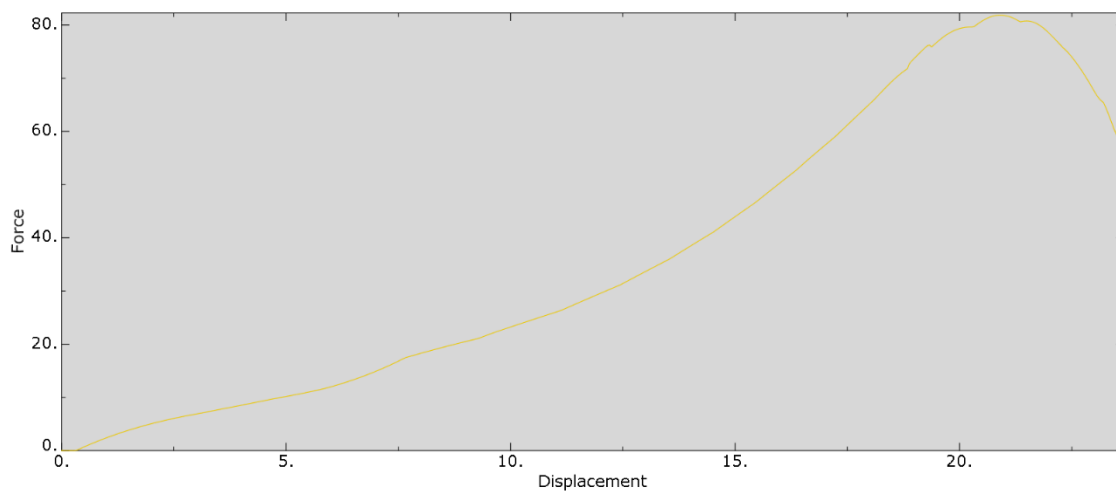
Graf 5 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-CB50



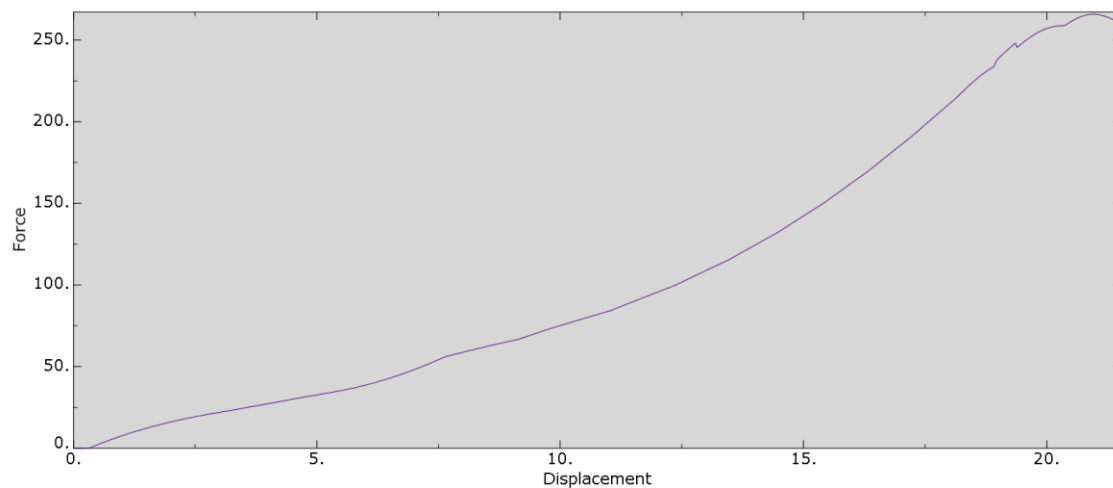
Graf 6 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-CB25



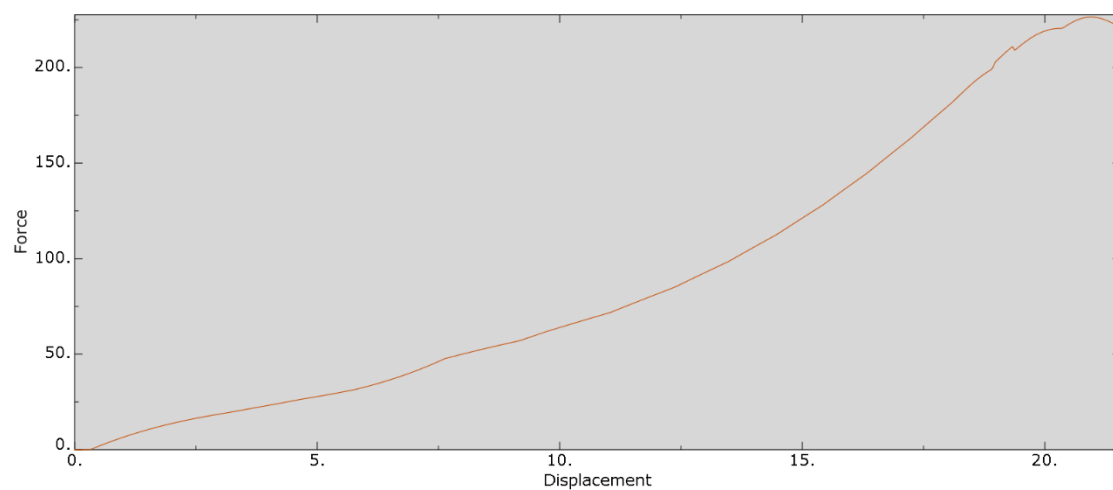
Graf 7 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-SC30



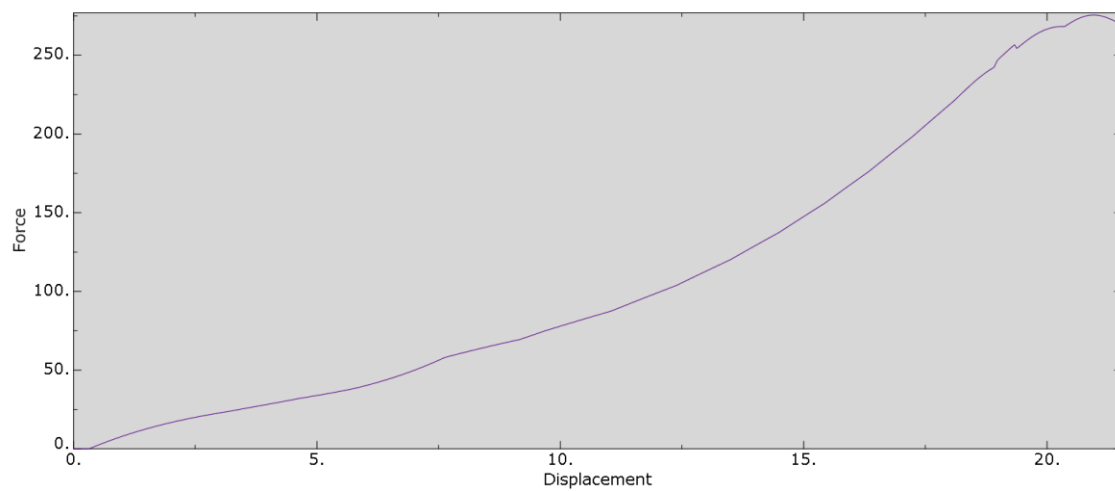
Graf 8 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-NF



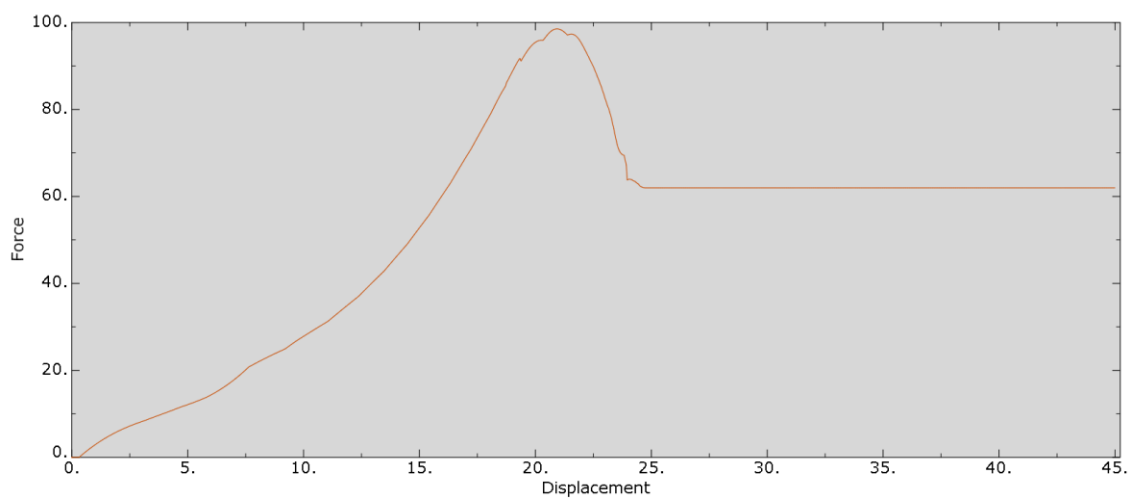
Graf 9 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-SCT



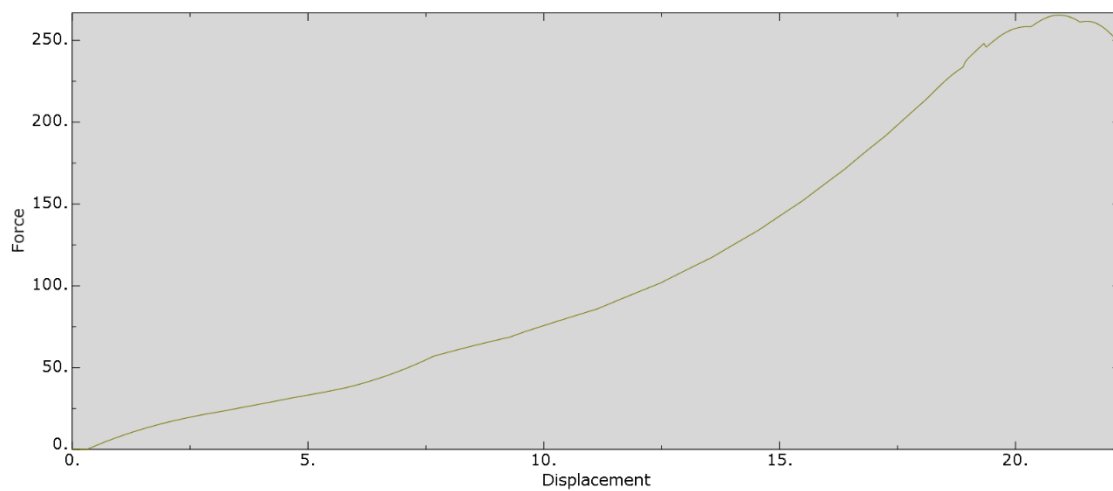
Graf 10 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál EPDM-CBT



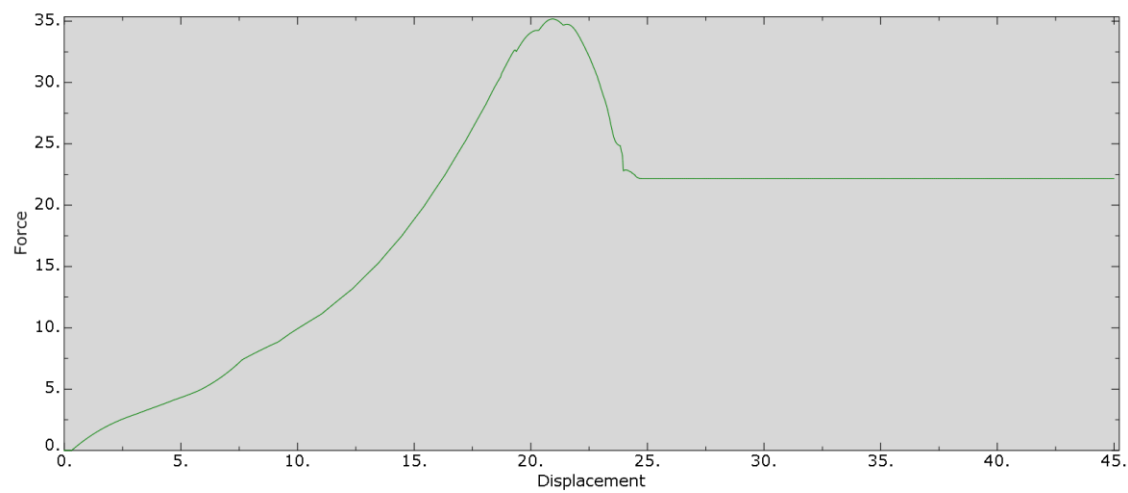
Graf 11 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-CB50



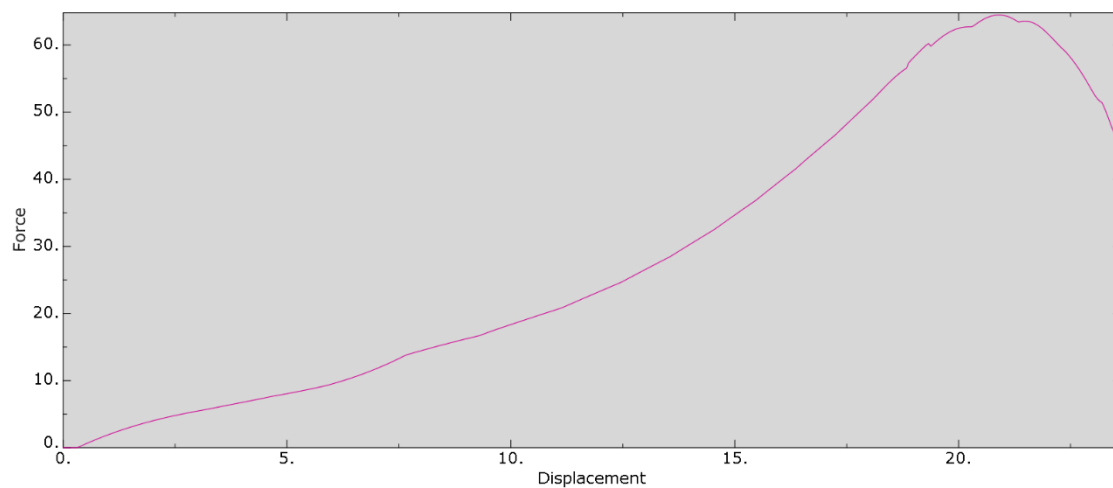
Graf 12 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-CB25



Graf 13 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-SC60



Graf 14 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-SC30



Graf 15 - Závislost reakční síly pryže působící na píst na posuvu pístu pro materiál NBR-NF